Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

#85

OCR

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

COUNTRY USSR

REPORT

SUBJECT Russian-Language Document on the IL-18 Turboprop Aircraft (description of plane's engine; propellers, its electrical & navigational equipment, aircraft's systems; stability & control of aircraft; aerodynamic & flight characteristics of the aircraft)

DATE DISTR. 29 September 1961

NO. PAGES 1

REFERENCES RD

DATE OF INFO.

PLACE & DATE ACQ

50X1-HUM

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

50X1-HUM

part of a Russian-language document on the IL-18 /COOT/ turboprop aircraft

50X1-HUM

The cover and title page are missing, and there are no publishing data on the pages that were photographed. Only two chapters were photographed; these two chapters contain 36 pages of text, drawings, graphs, and tables.

2. Chapter I, Osnovnyye Svedeniya o Samolete /Basic Information on the Aircraft/, is 16 pages long. It contains sections on the design and dimensions of the plane, its AI-20A turboprop engines and their propellers, its utilization, and its electrical and navigation equipment. The chapter also describes the aircraft's systems such as the hydraulic, gas, oxygen, and deicing systems.

3. Chapter II, Aerodinamicheskiye i Letnyye Dannyye Samoleta; Ustoychivost i Upravlyayemost Samoleta /Aerodynamic and Flight Characteristics of the Aircraft; Stability and Control of the Aircraft/, is 19 pages long, and deals with the plane's aerodynamic components and chracteristics, flight data, stability, and control.

50X1-HUM

84304 DEC 4 1961

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR	X	NSA	X	OCR	X	NIC	X	

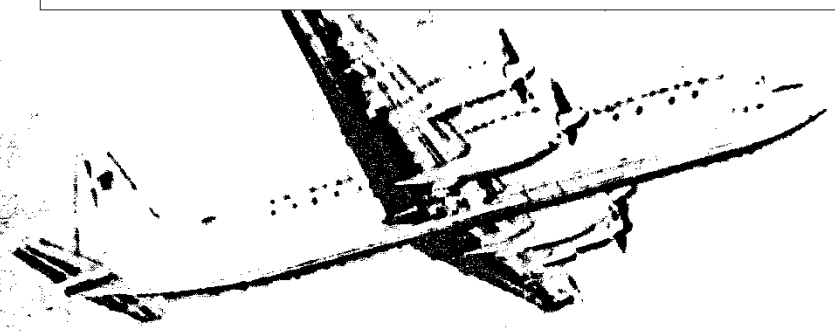
(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#".)

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Новый магистральный пассажирский самолет Ил-18 (фиг. 1, 2, 3, 4 и 5) конструкции С. В. Ильюшина предназначен для массовой эксплуатации.

По схеме Ил-18 представляет собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным (в плане) крылом (фиг. 6).

Самолет снабжен четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20А мощностью по 4000 эквивалентных л. с. каждый. В нем размещаются 73—111 пассажиров.

Ил-18 обладает большой беспосадочной дальностью полета. Он может покрыть без посадки расстояние от Москвы до Иркутска, от Москвы до Дели, т. е. до 5000 км, причем остается еще запас топлива на 1 час полета. Рейсовая скорость полета 625÷650 км/час. Длина разбега при взлете при различных весах самолета от 800 до 1200 м, а пробега при посадке (с торможением винтами двигателей) — всего 600÷700 м.

При создании Ил-18 были поставлены три основные задачи:

1. Обеспечение безопасности полета.

2. Получение высоких экономических и эксплуатационных показателей.

3. Обеспечение пассажирам всех необходимых удобств во время их пребывания в пути.

Ниже приводятся те мероприятия, с помощью которых решены задачи безопасности, экономичности и комфорта.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

На Ил-18 безопасность полета обеспечивается целым рядом специально разработанных и выполненных мероприятий. Укажем важнейшие из них.

На самолете применены надежные турбовинтовые двигатели АИ-20А.

Установка четырех двигателей делает безопасным взлет самолета и горизонтальный полет при отказе одного или двух двигателей. Так, в случае остановки одного из двигателей можно продолжать взлет или совершать горизонтальный полет на рабочих двигателях. Горизонтальный полет производится на меньших высотах. Разработаны специальные устройства по автоматическому и электромеханическому флюгированию винтов на всех режимах полета, что исключает возможность возникновения отрицательной тяги большой величины на неисправном двигателе.

Проведены противопожарные мероприятия. Топливо удалено возможно дальше от герметических кабин — оно вынесено в крылья. В силовых установках все горячие части изолированы от конструкции самолета стенками из жаропрочной титановой стали; выхлопные трубы проложены над крылом и выведены к его задней кромке; интенсивная система вентиляции гондол способствует хорошему отводу тепла.

Кроме того, имеется еще мощная система огнетушения с применением высокоэффективного огнегасящего состава.

В конструкцию самолета заложены элементы, повышающие его прочность при длительном воздействии повторных нагрузок. Все наиболее ответственные участки фюзеляжа имеют дублирующие силовые детали, которые обеспечивают так называемую «двухъярусную прочность».

Для повышения надежности многие важнейшие навигационные приборы, агрегаты радио- и высотного оборудования дублированы.

В носовой части фюзеляжа установлен радиолокатор, предупреждающий летчиков о встречных препятствиях, самолетах и грозовых фронтах. При помощи этого локатора можно также решать отдельные навигационные задачи.

Самолет располагает радиоустройством слепой посадки.

В электрооборудовании применена кольцевая многоканальная система электроснабжения и четырехканальное двустороннее питание распределительных шин. Такая схема сохраняет работоспособность до последнего действующего источника электроэнергии.

Надежные и эффективные электротермические противообледенители делают полет [illegible] обеспечивают безопасность.

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

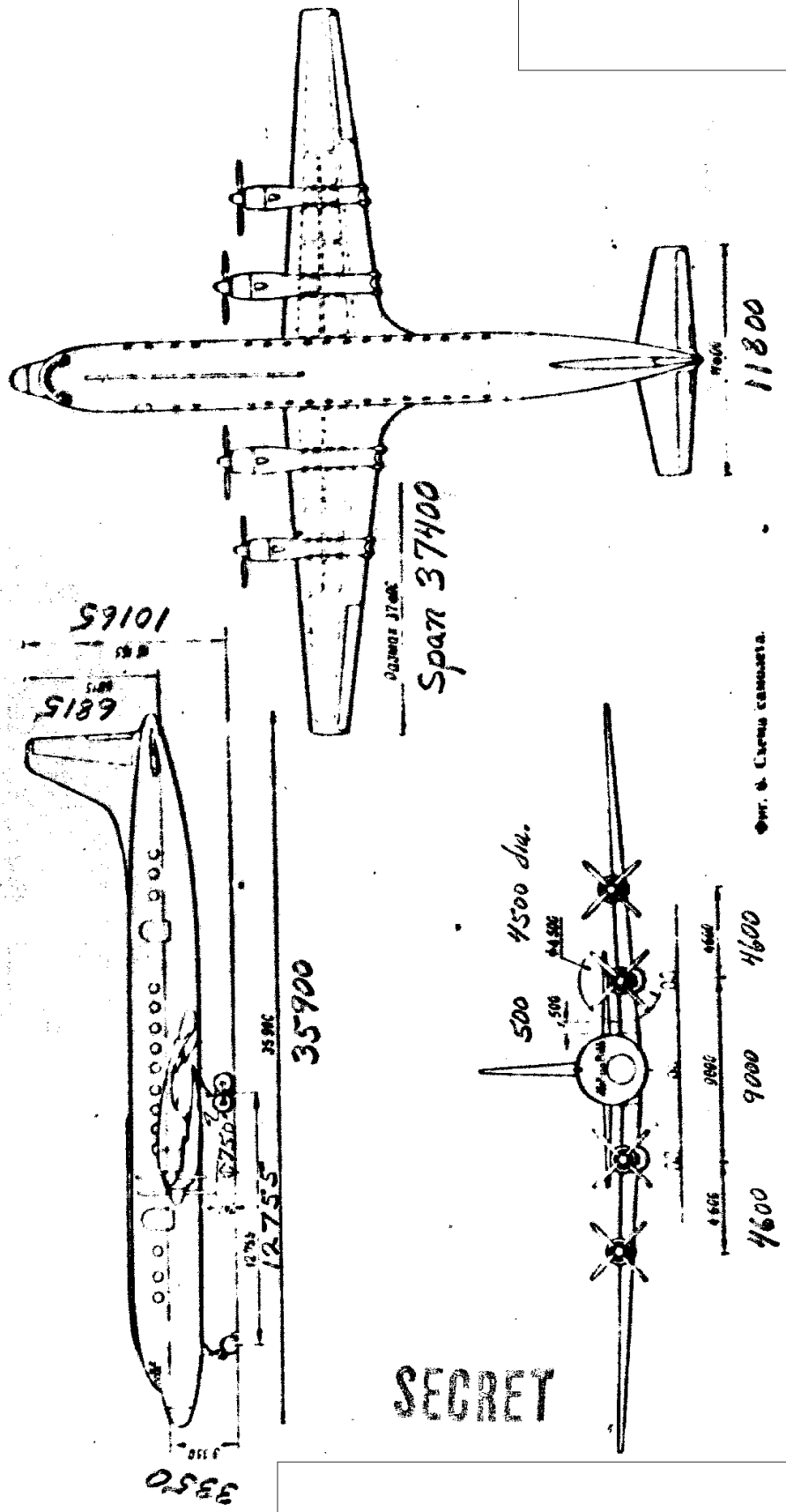


Fig. 6 - Diagram of airplane IL-18

Measurements in mm.

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Важной особенностью Ил-18 является относительно небольшие для такого крупного самолета дистанции взлета и посадки. Это позволяет ему в случае неблагоприятной ситуации прервать полет и совершить посадку на промежуточном аэродроме. Кроме того, давление в пневматиках колес шасси Ил-18 сравнительно невысокое, поэтому самолет обладает хорошей проходимостью.

Самолет Ил-18 может эксплуатироваться с большинства аэродромов Аэрофлота.

ЭКОНОМИЧНОСТЬ

Решающим показателем экономичности Ил-18 является большая весовая отдача по полезной нагрузке — до 16% от взлетного веса самолета. Это достигается рациональной компоновочной схемой, наивыгоднейшей для пассажирского самолета данного класса, применением ряда новых материалов, более совершенными методами расчетов и конструирования.

Рейсовая скорость 625÷650 км/час и коммерческая нагрузка до 13 500÷14 000 кг на дальность 2500 км дают высокую экономическую производительность самолета Ил-18.

Прямые эксплуатационные расходы на Ил-18 ниже, чем у аналогичных самолетов. Это объясняется, во-первых, хорошими аэродинамическими данными самолета и характеристиками двигателей, что позволяет получить на крейсерских режимах достаточно экономичные расходы топлива на 1 км пути, во-вторых,— технологичностью конструкции самолета. Поэтому первоначальная стоимость самолета Ил-18 невысока. Кроме того, массовый ввод в эксплуатацию Ил-18 не потребует капитальных затрат на переоборудование аэродромов, так как имеющиеся аэродромы можно целиком использовать для Ил-18.

Сочетание высокой экономической производительности со сравнительно низкими прямыми эксплуатационными расходами делает Ил-18 самолетом передовых экономических характеристик.

КОМФОРТ

В Ил-18 пассажир чувствует себя нормально, так как в самолете создаются условия, близкие к наземным.

Пассажирские места оборудованы мягкими удобными креслами с механизмом отклонения спинки, небольшой ножной подушкой, пепельницей. В кармане спинки кресла хранится съемный полированный столик, который устанавливается на подлокотниках.

Пассажир имеет возможность воспользоваться индивидуальной вентиляцией и направить на себя струю охлажденного воздуха. Для этого достаточно открыть специальный клапан на щитке под полкой.

В ночное время, когда общее освещение выключается, любой из пассажиров может включить индивидуальную лампочку для чтения.

Отделка кабин и подбор расцветок отделочных материалов сделаны таким образом, что они оказывают благоприятное действие на пассажиров. Чувству покоя и отдыха способствует хорошая изоляция стенок фюзеляжа, исключающая шум работающих двигателей.

В кабинах самолета при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный климат. Температура воздуха во время полета на любой высоте и в любое время года поддерживается около 20°. Влажность доводится до комфортной нормы — не ниже 40%.

Давление в кабинах до высоты полета 5200 м равно наземному. С дальнейшим подъемом на высоту оно изменяется по определенному закону. На высоте полета 8000 м оно соответствует давлению на высоте 1500 м над уровнем моря, а на высоте полета 10 000 м давление в кабинах соответствует давлению на высоте 2400 м.

В полете пассажиру предлагается обед, завтрак или ужин в зависимости от времени дня. Дополнительно в любое время пассажир через бортпроводника может потребовать прохладительные напитки, чай, кофе, вина, фрукты.

Имеется буфет-кухня с соответствующим оборудованием.

К услугам пассажиров — гардеробы, багажники и хорошо оборудованные туалетные комнаты.

2. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж — типа полумонокок (фиг. 7), изготовлен из дуралюмина марки Д16А-Т. Это высокопластичный материал, хорошо изученный и проверенный при длительной эксплуатации. Он обладает высокими показателями при повторных нагрузках. Для машины, рассчитанной на многие годы интенсивной эксплуатации, какой является Ил-18, такие свойства Д16А-Т весьма ценны.

Каркас фюзеляжа Ил-18 состоит из 78 штампованных шпангоутов, частого стрингерного набора из прессованных профилей и обшивки. Обшивка в основном имеет толщину 1,5÷1,8 мм.

Все кабины самолета и два багажно-грузовых отделения расположены в герметической части фюзеляжа. Они образуют так называемую «герметическую кабину». Хвостовая часть фюзеляжа, на которой установлено хвостовое оперение и находится задние багажно-грузовое отделение, не герметизирована.

В наиболее ответственных местах герметической кабины — у вырезов для дверей, грузовых люков, аварийных выходов, в стыке с хвостовой частью фюзеляжа — конструкция выполнена по системе «двухъярусной прочности», это означает, что установлены дублирующие силовые элементы.

Окна имеют по два стекла, причем в случае разрушения одного из них второе стекло в состоянии выдержать полное давление.

Кабина экипажа отделена от остальных кабин герметичной переборкой, которая поставлена на случай аварийного падения давления (разгерметизации) в кабине экипажа.

Стыки обшивки выполнены «в нахлестку». Для повышения прочности шва при действии поперечных нагрузок клепка произведена с высокопрочной головкой.

Для герметизации пазов между листами обшивки проложена специальная уплотни-

РЕПОРТ
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8 50X1-HUM

тельная лента. Качество заклепочных швов на Ил-18 весьма высокое, так как клепка в основном производится способом прессования.

КРЫЛО

Конструкция крыла моноблочная. В плане крыло имеет трапециевидную форму и состоит из центроплана и двух консолей.

Три лонжерона, 36 стрингеров, 40 нервюр образуют кессон центроплана, обшитый снаружи дуралюминовыми листами толщиной от 3 до 6 мм. Консоли крыла имеют два лонжерона, 26 стрингеров, 18 нервюр и обшивку толщиной до 2,5 мм.

В центроплане, между лонжеронами, сделаны контейнеры, в которых размещаются мягкие топливные баки. В консолях крыла отсеки между лонжеронами герметизированы и служат непосредственно емкостями для топлива.

По всему крылу проложен нагревательный элемент электрического противообледенителя.

Закрылки и элероны цельнометаллические.

Закрылок применен двухщелевой конструкции с дефлектором. Выдвижение и отклонение закрылка производятся при помощи электромеханизма, причем перемещается закрылок по конической поверхности, что повышает его аэродинамическое качество.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение имеет стреловидность по передней кромке в 22°, стабилизатор имеет стреловидность 7°.

Стабилизатор и киль — моноблочной конструкции, трехлонжеронные; обшивка — толщиной 1 и 1,2 мм. Носки этих элементов снабжены электрическим противообледенителем.

Рули — цельнометаллические. У задней кромки руля высоты установлены пружинный сервокомпенсатор и триммер. Кроме того, для загрузки педалей при углах отклонения руля свыше 12° в режиме скольжения введены буферные пружины. На рулях высоты имеются только триммеры.

Обшивка носков рулей выполнена из дуралюмина толщиной 0,8 мм, остальная поверхность обшита дуралюмином толщиной 0,6 мм.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ

В процессе постройки фюзеляж самолета Ил-18 собирается в основном из двух частей: герметической части длиной 28 м и хвостовой части длиной 7 м. В свою очередь эти части для расширения фронта работ и возможности прессовой клепки составляются из ряда продольных панелей. Каждая панель представляет собой профилированный лист обшивки с приклепанными к нему отрезками стрингеров и шпангоутов.

Крыло с силовыми установками составляется из семи основных частей: центроплана, двух отъемных частей (консолей), двух внутренних гондол двигателей с главными ногами шасси и двух внешних гондол. Кроме того, каждая из этих частей собирается из нескольких панелей. Центроплан вставляется снизу в вырез в фюзеляже и своими лонжеронами соединяется с силовыми шпангоутами. Обшивки фюзеляжа и крыла соединяются при помощи контурного профиля.

Все элементы оперения, так же как у крыла и фюзеляжа, собираются из мелких отдельных панелей.

Прессовая клепка на Ил-18 является основным способом клепки и составляет свыше 70% от всех работ такого рода.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РАЗЪЕМЫ

В аэродромных условиях для ремонта и замены могут быть сняты двигатели, шасси с агрегатами, консоли крыла, элероны, закрылки и рули.

Легко могут быть сняты с самолета многочисленные крышки люков, двери, створки отсеков шасси, крышки капотов и носовой обтекатель.

На самолете Ил-18 обеспечены удобные подходы ко всем агрегатам силовых установок, гидравлической системы и шасси. Все наиболее ответственные силовые элементы конструкции доступны для осмотра.

В обшивке крыла имеются многочисленные люки для осмотра отдельных агрегатов, шарнирных узлов систем управления и электроразъемов.

Гидравлические, газовые и электро-радиопроводки по фюзеляжу и крылу проложены в специальных коллекторах, что предохраняет проводки от повреждений, исключает возможность коротких замыканий и делает их удобными для осмотра и обслуживания.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Четыре турбовинтовых двигателя АИ-20, установленные на Ил-18, обладают суммарной взлетной мощностью 16 000 эквивалентных л. с.

Двигатели снабжены четырехлопастными автоматическими винтами АВ-68И диаметром 4,5 м.

В системе регулирования двигателя и винта имеется ряд противоаварийных устройств: автофлюгирование, флюгирование флюгер-насосом, воздушно-механическая аварийная система флюгирования, установка лопастей винта на промежуточном упоре, гидравлический фиксатор винта на случай падения давления масла за регулятором винта и центробежный фиксатор шага. На стоянке самолета винты предохраняет от раскрутки фиксирующий механизм.

Для сокращения пробега самолета при посадке винты снимаются с промежуточного упора и переходят на режим авторотации, что создает отрицательную тягу, затормаживающую самолет.

В местах крепления двигателей поставлены амортизаторы, которые гасят вибрации.

Отсеки установки двигателя, выхлопной трубы и шасси разделены противопожарными перегородками из титана. Выхлопные трубы изолированы от крыла воздушными каналами. Кроме того, крыло закрыто кожухом из листов титана, который также охлаждается воздухом.

При поднятых крышках капота открывается свободный доступ к двигателю и всем частям силовой установки.

Топливная система состоит из 22 баков, симметрично расположенных в правой и левой половинах крыла. Емкость всех баков 23 700 л, что при удельном весе топлива 0,785 составляет 18 600 кг.

Баки в консольных частях крыла (№ 8) представляют собой специально оборудованные отсеки для топлива, входящие в конструкцию крыла. В центроплане установлены мягкие резиновые баки. Предус-

СЕКРЕТ

50X1-HUM Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

смотрен вариант замены части мягких баков в центроплане баками-отсеками (по типу консольных). В этом случае запас топлива на самолете увеличивается до 27 000 л (20 800 кг).

Топливные системы для двух правых и двух левых двигателей в нормальных условиях полета изолированы одна от другой, но в случае необходимости можно объединить их, открыв кран кольцевания.

Питание двигателей топливом осуществляется с помощью подкачивающих электронасосов, смонтированных на расходных баках. К каждой паре двигателей топливо подается двумя подкачивающими насосами. В случае неисправности одного из насосов оставшийся насос обеспечивает подачу топлива для работы обоих двигателей на всех режимах полета. Для полной гарантии на самих двигателях установлено еще по одному подкачивающему насосу.

Топливная система довольно проста, не требует каких-либо переключений и манипуляций с кранами в полете. При полетах на дальность в 3000 км заполняется только часть баков, составляющих так называемую «основную» систему.

Полет на 5000 км происходит при всех заполненных баках, причем расходуется в первую очередь топливо из баков, расположенных ближе к фюзеляжу. Процесс перекачки идет автоматически.

Система смазки. Каждый двигатель имеет самостоятельную систему смазки. В нее входят: бак емкостью 56,5 л, воздушно-масляный радиатор, насосный агрегат и приборы контроля.

Система выполнена по короткозамкнутой схеме. Откачивающие насосы подают масло через центробежный воздухоотделитель в радиатор, откуда оно засасывается нагнетающим насосом. Маслобак подключен параллельно основной магистрали и служит для пополнения циркулирующего масла.

Запуск двигателей — электрический, от самолетных стартер-генераторов и бортовых аккумуляторных батарей или турбогенератора. Весь процесс запуска автоматизирован.

ШАССИ

Шасси самолета состоит из двух главных ног и передней носовой ноги.

Подкрыльевые (главные) ноги имеют тележки с четырьмя тормозными колесами 930×305 мм, носовая управляемая нога снабжена двумя колесами 700×250 мм.

Амортизация шасси — азотно-масляная.

Все ноги шасси убираются в специальные отсеки вперед по полету самолета. Это гарантирует выпуск шасси при любых обстоятельствах, даже при неисправной гидравлической системе.

Створки отсеков шасси открываются только на время выпуска или уборки ног. При стоянке самолета и в полете они закрыты, что уменьшает лобовое сопротивление самолета при взлете. Эта система удобна также и в эксплуатации: отсеки не загрязняются при движении самолета по аэродрому.

Рычажная подвеска передней ноги, сравнительно невысокое давление в пневматиках и большие величины обжатия амортизаторов делают амортизацию самолета весьма мягкой. Для пассажиров проходят почти незаметными моменты перехода самолета от разбега к взлету и удара колес о землю при посадке.

Для повышения безопасности и разгрузки летчика все операции по выпуску и уборке шасси автоматизированы. Летчику достаточно нажать кнопку, как створки начинают открываться, шасси выпускается, а после выпуска шасси створки автоматически закрываются.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЯМИ И ЭЛЕРОНАМИ

Все управление жесткое и выполнено при помощи дюралюминовых тяг. Бустеры в системе не применяются. Приемлемые для летчиков величины нагрузок на педали и штурвалы получены путем тщательного подбора осевой компенсации рулей и элеронов, установки сервокомпенсатора и загрузочных пружин на руле поворота.

В проводки управления включены рулевые машины автопилота АП-6Е.

Простота системы управления, отсутствие в ней каких-либо сложных механизмов делают систему весьма надежной в эксплуатации и безотказной.

Органы управления стопорятся на стоянке дистанционными механизмами. Это предохраняет рули и элероны от повреждения при сильных порывах ветра.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ И ГАЗОВАЯ СИСТЕМЫ

Рабочее давление в гидросистеме 210 *кг/см²*. Оно создается двумя поршневыми насосами НП-25-5 с приводом от самолетных двигателей. Производительность обоих насосов 40 *л/мин*. Система заполнена жидкостью АМГ-10.

Посредством гидросистемы производятся:

— выпуск и уборка шасси;
— нормальное торможение колес, включая торможение на стоянке;
— управление поворотом передней ноги;
— включение механизмов флюгирования;
— работа стеклоочистителей.

Управление кранами шасси дистанционное — электрическое. Сжатый азот применяется для зарядки гидроаккумуляторов, аварийного торможения колес и аварийного флюгирования.

Азот содержится на самолете в двух стальных баллонах, заряженных до давления 150 *кг/см²*.

Жидкость очищается тремя фильтрами, которые в эксплуатации можно легко промыть без слива всей жидкости из системы. Для повышения надежности системы трубопроводы высокого давления (210 *кг/см²*) изготовлены из нержавеющей стали.

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Система кондиционирования воздуха на Ил-18 предназначена для создания внутри самолета нормальных жизненных условий при полетах на больших высотах — 8000–10 000 м.

Герметическая кабина Ил-18 имеет объем 240 м³ и по существующей классификации относится к кабинам вентиляционного типа.

Комплексная система кондиционирования обеспечивает нужное давление, вентиляцию, отопление и охлаждение кабины. Специальная система поддерживает в ней необходимую влажность воздуха.

Нагретый воздух для работы системы отбирается от компрессоров самолетных двигателей. В 1 час поступает от 2800 до 3100 кг воздуха.

На высоте самолета [illegible] м давление в кабине будет соответствовать [illegible] м.

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

уровнем моря; на высоте 10 000 м — 2400 м. Максимальный перепад давлений между кабиной и наружной атмосферой 0,5 кг/см². Для улучшения самочувствия пассажиров при наборе самолетом высоты или при снижении в кабине поддерживается наименьшее давление до высоты 5200 м. Воздух в самолете всегда имеет необходимую влажность (не менее 40%) и комнатную температуру около 20° С. Кабина хорошо вентилируется — воздухообмен достигает 30 полных смен воздуха в час.

В систему индивидуальной вентиляции подается охлажденный воздух. Путем регулирования специального автомата может быть установлена температура воздуха в диапазоне от +5 до +20° С.

Необходимо отметить, что вся система кондиционирования действует автоматически, но в случае неисправности какого-либо механизма член экипажа может вручную задать нужный режим. Для повышения безопасности полета важнейшие агрегаты, поддерживающие нормальный высотный и тепловой режим, дублированы.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительное устройство Ил-18 обеспечивает возможность длительного полета в условиях интенсивного обледенения.

На самолете защищены от обледенения носки крыла и оперения, обтекатели и лопасти винтов, воздухозаборники двигателей и радиаторов системы кондиционирования, стекла кабины экипажа, т. е. все места, наиболее подверженные этому явлению.

Самолет Ил-18 располагает мощными источниками электроэнергии, что позволяет применять систему электротермических противообледенителей. Они представляют собой токонагреваемые элементы, расположенные на лобовых частях защищаемых поверхностей.

Основными источниками электроэнергии служат генераторы постоянного тока и лишь для обогрева стекол и лопастей винтов используются генераторы переменного тока. В носки воздухозаборников двигателей и воздухозаборники, обдува генераторов подается нагретый воздух от компрессоров двигателей.

Противообледенители не теряют своей эффективности при отказе одного и даже двух самолетных двигателей.

Специальные сигнализаторы извещают экипаж о входе в зону обледенения и выходе из нее.

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

В конструкции самолета Ил-18 предусмотрен ряд элементов, которые обеспечивают пожаробезопасность. От случайностей гарантирует специальная противопожарная система. В нее входят: шесть стационарных огнетушителей ОС-8, заряженных составом «3,5» (емкость каждого огнетушителя 8 л), и четыре переносных углекислотных огнетушителя ОУ.

Стационарные огнетушители предназначаются для ликвидации пожара в гондолах двигателей, переносными огнетушителями пользуются внутри самолета.

Система выполнена таким образом, что в первую очередь автоматически, при поступлении электроимпульса от термоизвещателей, разряжается половина баллонов (3 шт.), вторые три баллона используются по усмотрению члена экипажа. Управление разрядкой этих баллонов электродистанционное.

На случай вынужденной посадки самолета с убранным шасси на торцах внутренних двигателей, снизу, поставлены рычаги, которые включают огнетушители на разрядку при соприкосновении гондолы с землей.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В основу пилотажно-навигационного оборудования самолета взят электрический автопилот АП-6Е с курсовой системой КС-6 и авиагоризонтом.

На доске приборов, у рабочего места штурмана, устанавливается навигационный индикатор ПНИ-30БМ-1, показывающий координаты самолета.

Питание мембранно-аэроидных приборов производится от двух бортовых приемников воздушного давления ПВД-156.

Статическая проводка этой системы имеет не только бортовые выводы, но и внутрикабинный. Этим обеспечивается работоспособность приборов в случае, если произойдет обмерзание бортовых выводов.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

На самолете Ил-18 применена система энергоснабжения постоянного и переменного тока.

Источниками электроэнергии постоянного тока являются восемь генераторов СГГ-12ТМО (мощностью по 12 *квт*) с приводом от самолетных двигателей и аккумуляторные батареи. При запуске двигателей генераторы работают как электрические стартеры, затем переводится на режим питания постоянным током бортсети самолета. Номинальное напряжение сети постоянного тока при работающих генераторах 27 *в* ± 10%, а при питании от аккумуляторов — 24 *в*.

Питание ряда агрегатов переменным однофазным током производится от четырех генераторов СГО-8У мощностью по 8 *квт* и от преобразователя ПО-1500. Трехфазный переменный ток потребители получают от двух преобразователей ПТ-1000Ц, один из которых резервный.

Для контроля за работой агрегатов энергоснабжения в кабине экипажа имеется специальный щит с контрольными приборами.

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

На самолете установлено радиооборудование, которое обеспечивает: связь экипажа с землей, междусамолетную связь, внутрисамолетную связь экипажа и, кроме того, вождение самолета по курсу и выполнение посадки в сложных метеорологических условиях днем и ночью.

В комплект радиооборудования входят: связная станция, две командные станции, два автоматических компаса, высотомер, устройство слепой посадки, маркерное устройство, переговорное устройство и локатор РПСН-2Н.

Посадочный локатор РПСН-2Н предупреждает экипажа о возникновении каких-либо наземных препятствий на пути самолета, о встречных самолетах, о приближении к грозовым фронтам.

РПСН-2Н помогает ориентироваться на местности и может работать по связи с наземными радиомаяками.

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА

Система предназначена для питания кислородом одного члена экипажа - правого летчика. Остальные члены экипажа пользуются кислородом только в аварийных случаях. Пассажирам, которые почувствовали необходимость в кислородном питании, предоставляется возможность пользоваться кислородом из переносных баллонов.

3. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА И КОМФОРТ

КОМПОНОВКА

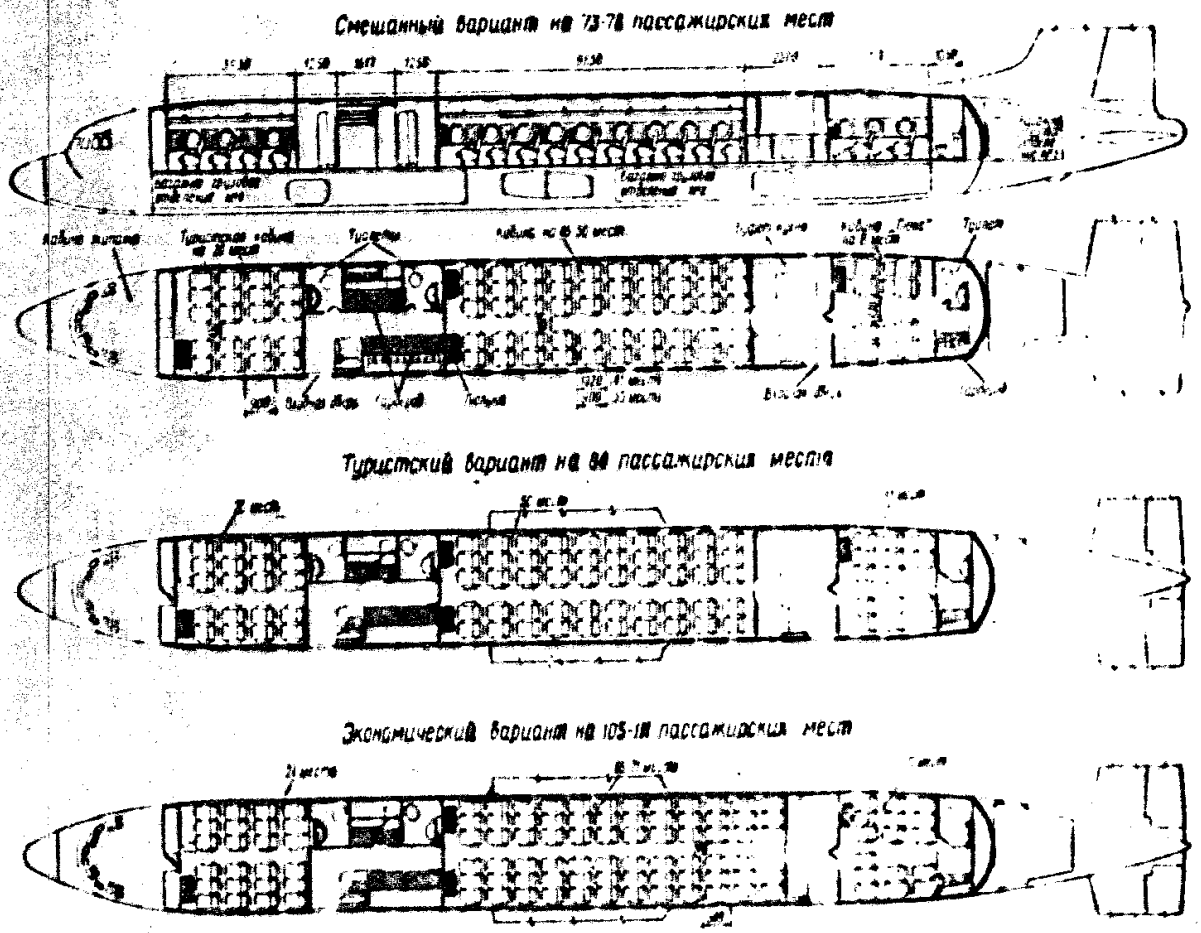
Внутреннее устройство самолета Ил-18 выполнено таким образом, чтобы эксплуатирующие организации быстро, в условиях аэропорта, могли переоборудовать пассажирские кабины. Как показала практика, потребность в билетах определенной стоимости непостоянна и очень удобно, когда путем только перестановки кресел можно изменить вариант компоновки кабин (фиг. 8 и 9).

Компоновка самолета в смешанном варианте имеет 65 пассажирских мест первого и туристского классов, шесть спальных мест класса «Люкс», буфет-кухню, две туалетных комнаты и три гардероба. Остальное помещение расположение и размеры всех помещений, кроме кресла в основной пассажирской кабине и снят переднюю часть буфета, можно поставить дополнительно два ряда кресел и на самолете смогут разместиться уже 83 пассажира.

Если в аэропорте возникнет потребность в перевозке большого числа пассажиров, то путем замены в задней кабине спальных кресел туристскими общее количество мест на самолете можно увеличить до 89, причем все бытовые удобства, обслуживание и климатические условия в кабинах остаются на прежнем высоком уровне.

Замена кресел на диваны позволяет разместить на самолете 111 пассажиров. Помимо этого, разрабатывается вариант на 120 мест.

Для полетов на большие расстояния без посадки предназначается самолет в специальном варианте (так называемый административный самолет). В нем все рассчитано для длительного пребывания в самолете сравнительно небольшого числа пассажиров — до 25 человек.



Фиг. 8. Варианты внутренней компоновки кабин самолета на 73÷111 пассажирских мест

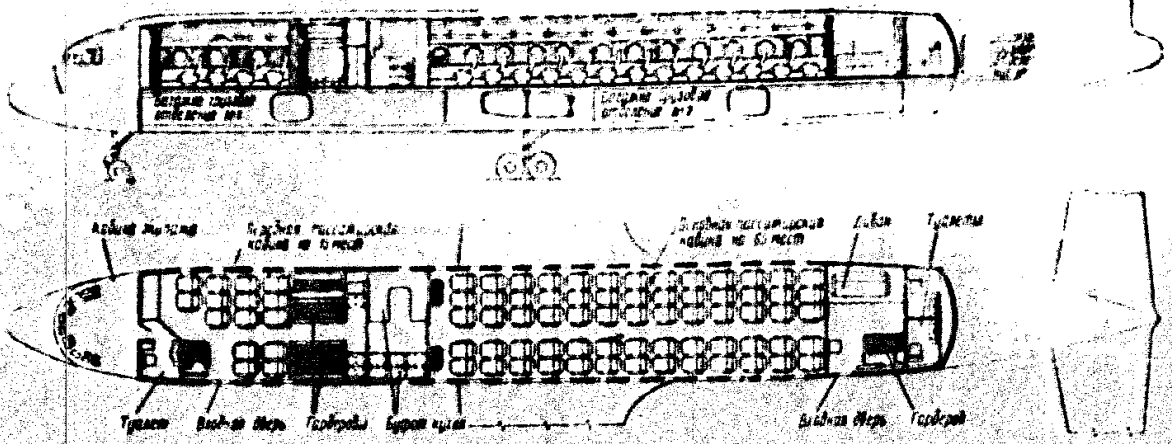
SECRET

50X1-HUM

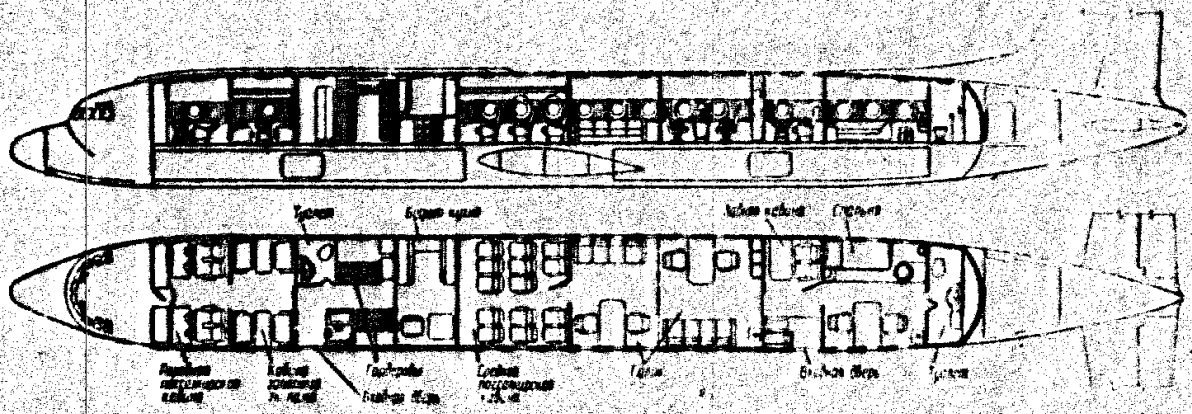
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



Фиг. 8а. Компоновка кабин самолета на 50 пассажирских мест



Фиг. 8б. Компоновка кабин самолета в варианте административного самолета

Здесь имеются: просторная гостиная (салон) с несколькими комфортабельными креслами, столиками, удобными диванами, библиотечкой, размещенной в красиво оформленном книжном шкафу; спальня; буфет-кухня со всем необходимым для приготовления горячих и холодных блюд; гардероб, туалетные комнаты и пр.

Свободным от работы на самолете членам экипажа обеспечивается возможность отдыха — для них отведено специальное помещение. Сопровождающие лица располагаются в хорошо оборудованной кабине I класса.

Самолет Ил-18 может быть использован также и для грузовых перевозок.

КАБИНА ЭКИПАЖА

Все члены экипажа: правый и левый летчики, штурман и бортрадист размещаются в одной кабине, в носовой части самолета.

Переднюю часть кабины занимает приборная доска; слева и справа от нее расположены [illegible] пульты; над доской установлен электро-рациопиток.

На приборной доске сосредоточены основные пилотажно-навигационные приборы, приборы контроля работы двигателей, гидросистемы и приборы контроля давления в кабинах. Центральную часть доски занимает индикаторная трубка радиополукомпаса РПКП-21.

Над доской, на потолке кабины, помещены панели управления радиокомпасами, кнопки противопожарной системы и выключатели ряда приборов и систем.

На левом бортовом пульте размещены расходомер, масломер, элементы системы запуска и щитки управления некоторыми радиоустройствами. Правый пульт занят приборами контроля и управления системой кондиционирования и сигнализации.

Между креслами помещен центральный пульт с рукоятками управления двигателями, подачи, закрылками, триммерами и антиобледенителем.

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

В левой части кабины оборудовано рабочее место штурмана, где имеются стол для работы с картами, вертикальная приборная доска и щиток. Главными приборами у штурмана являются указатели радио-

Фиг. 9. Пассажирская кабина.

компаса, курсовой системы, автоштурмана и индикатор радиолокатора РПСН-2П с щитком управления.

В правой части кабины помещается радист со своим оборудованием. Здесь установлен приемник связной радиостанции, которым радист управляет непосредственно, а также пульт дистанционного управления приемником командной радиостанции, блоки передатчика связной радиостанции, блоки питания, элементы управления.

На некоторых воздушных линиях в число членов экипажа включается бортинженер. Для него устанавливается складное сиденье между креслами штурмана и радиста.

ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКИХ МЕСТ

Кресла ПЛ-18 весьма удобны и легки по весу. Сиденья, спинка и подлокотники выполнены из эластичного пенистого пластика.

Кресла драпированы тканью из синтетического волокна. Ткань недорогая, но прочная и красивая. Драпировка устроена на кресле таким образом, чтобы чехлы было легко снимать для чистки и дезинфекции. При нажатии кнопки в подлокотнике открывается замок крепления спинки и пассажир может занять в кресле удобную позу, вплоть до положения лежа с вытянутыми ногами. Возвращается спинка в исходное положение повторным нажатием кнопки. К креслам спального варианта придается съемная мягкая подушка.

В подлокотнике кресла имеется пепельница, а сзади в спинке два кармана. В одном из них помещается съемный столик, в другом — гигиенический пакет и литература. Кроме того, кресло снабжено небольшой пуховой подушкой и привязными ремнями.

Съемный столик может быть легко установлен в пазы подлокотника самим пассажиром или бортпроводницей. За столиком можно работать, поставить на него поднос с пищей, положить шахматную доску.

В парных креслах средний подлокотник съемный, что дает возможность преобразовывать эти кресла в небольшой диван, на который может прилечь пассажир, почувствовавший в этом необходимость.

Для самых маленьких пассажиров на передних перегородках кабин подвешиваются колыбели (люльки).

Небольшие личные вещи пассажир может положить на багажные полки, установленные вдоль бортов кабин. В кронштейнах полок смонтированы щитки, на которых расположены лампочки индивидуального освещения с кнопками включения и кнопка-лампочка вызова бортпроводника. Под кронштейнами, на борту, находятся шаровые насадки индивидуальной вентиляции.

Почувствовав необходимость в усиленном притоке воздуха, пассажир нажимает на одну из насадков и поворачивает его в свою сторону. Через насадок под небольшим давлением будет выходить струя охлажденного воздуха.

В ночное время в пассажирских кабинах имеется только дежурное освещение. В этом случае бодрствующие пассажиры пользуются светом индивидуальной лампочки. Она включается кнопкой, установленной около каждой лампочки.

Для вызова бортпроводника надо нажать кнопку вызова на щитке. Этим подается сигнал к месту бортпроводника и одновременно зажигается зеленая лампочка, помещенная в кнопке.

Отапливаются кабины теплым воздухом, который выходит через многочисленные отдушины у основания фальшборта.

В самолете не чувствуется сквозняков, неприятных холодных течений. Все кабины обогреваются равномерно, а количество поступающего в них воздуха точно дозируется. Теплый воздух омывает борта, перемешивается с кабинным воздухом, всасывается через перфорации у основания полок и проходит за обшивкой в грузовые отсеки. Поэтому обшивка бортов всегда относительно нагрета и не является источником неприятностей для пассажиров холодной радиацией.

Кабинный воздух достаточно чист и сух благодаря работе специальных регуляторов поддерживающих в кабинах температуру 18—21°С.

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

Ил-18 выпускается с несколькими вариантами внутренней отделки. Но всюду сохранен тот принцип подбора материалов и их расцветки, должны обеспечивать успокаивающее на пассажира, переход его в привычную наземную обстановку.

Потолок и борта обтягиваются нетканой тканью, покрытой снаружи слоем эластичной пластмассы. Этот материал, называемый навинолом, имеет приятную бархатистую поверхность с мелким сетчатым рисунком.

Особенно важно отметить, что навинол очень легок и удобен в эксплуатации. Он хорошо моется теплой водой, чистится бензином и другими растворителями. Ремонт поврежденных мест прост и не требует особого умения. Его можно сшивать или склеивать, как обычную ткань.

Хорошая изоляция из стекловаты значительно снижает уровень шума от работающих двигателей. Пассажиры могут без напряжения разговаривать между собой, шум не мешает им.

Перегородки облицованы слоистым пластиком, имитирующим ценные породы дерева, или оклеены навинолом. Портьеры из капронового атласа обрамляют проходы между кабинами.

Круглые окна диаметром 400 мм пропускают много света, причем оконные рамки окрашены в светлый желтоватый тон — под «слоновую кость», что снижает светопоглощение. Вся бортовая панель окон драпирована гофрированными занавесками из шелковой синтетической ткани.

Ниже окон проходит пустотелая панель, называемая фальшбортом, в которой размещаются канал отопления и электропроводки.

Панели пола оклеены специальными облегченными коврами.

Сферическая поверхность потолка кабин разбита на пять плоских граней — панелей. Каждая панель обтягивается навинолом самостоятельно. Затем все они монтируются в фюзеляже. В случае порчи обивки можно снять поврежденную панель для ремонта.

В зрительном отношении деление потолка на ряд плоскостей помогает избавиться от туннельного вида интерьеров.

В вечернее время кабины заливает мягкий рассеянный свет, вызывающий чувство уюта и покоя. Источниками света служат потолочные плафоны, установленные над каждым рядом кресел. Плафоны выполнены из теплостойкого органического стекла.

Все бытовые помещения: буфет-кухня, туалетные комнаты, гардеробы и багажник имеют такую же тщательную отделку, как и пассажирские кабины.

ПИТАНИЕ ПАССАЖИРОВ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА

На Ил-18 отведено довольно большое помещение для буфета-кухни.

Буфет, объединенный с кухней, оборудован электрошкафом, сотейниками и многочисленными термосами с электроподогревом. Продукты и посуда доставляются на самолет в металлических контейнерах.

Эффективная вытяжная вентиляция буфета-кухни не позволяет распространяться по самолету специфическим запахам.

SECRET

...корзины бифштекс, отварную рыбу, фрукты, вина, кофе ... Все купленное по меню заказные поступают из цехов питания при аэропортах. На самолете они только разогреваются. Бортпроводницы сервируют специальные металлические подносы во время завтрака, обеда или ужина и подают их пассажирам.

БЫТОВЫЕ УДОБСТВА

При входе в самолет пассажир оставляет свое пальто, головной убор и пр. в одном из трех гардеробов; багаж размещается в грузовых отделениях. Небольшие личные вещи пассажир может положить на багажную полку в самой кабине.

На самолете три туалетных комнаты. Они довольно просторны. Над умывальником имеется большое зеркало. Туалетные снабжаются холодной и горячей водой. Унитаз промывается специальной химической жидкостью, уничтожающей все запахи. Кроме того, эти помещения хорошо вентилируются.

БАГАЖНО-ГРУЗОВЫЕ ОТДЕЛЕНИЯ

На самолете оборудованы три отделения для грузов и багажа. Общий объем их составляет 34,06 м³.

Это очень большие отделения для самолета данного класса,— в них можно разместить свыше 8 т грузов.

Под полом пассажирских кабин расположены два основных грузовых отделения объемом: 13,32 м³ (передний) и 13,68 м³ (задний). Отделения герметизированы, что позволяет перевозить в них любые жидкости и грузы, боящиеся замораживания. Загрузка может производиться с помощью автопогрузчика. Внутри отделений грузы укладываются на специальную тележку и перекатываются к месту укладки. Такой способ удобен и значительно сокращает время загрузки самолета.

Грузовые отделения по длине, через каждый метр, разграничены решетками из прочных матерчатых лент, которые препятствуют перемещению грузов во время эволюций самолета. Помимо этого, тяжелые грузы прикрепляются ремнями к кольцам в полу отделения.

В хвостовой части имеется багажно-грузовое отделение № 3 также довольно большого размера — объемом 7,06 м³, но это отделение негерметизировано. Большая дверь позволяет загружать в него крупногабаритные грузы.

4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Крыло

Профиль	C_2, C_1 ($c_{1\,max}$ = 16 %; $c_{2\,max}$ = 13,11 %; $c_{k\,max}$ = 13 %)
Площадь	140 м²
Размах крыла	37,1 м
Размах центроплана	5,9 м
Удлинение	10
Корневая хорда (по оси симметрии самолета)	5,03 м
Концевая хорда	1,7 м
Сужение	3

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

САХ	4,067 м
Угол поперечного V	3° (по линии ножей)
Угол заклинения	5 (по линии крыла)
Угол геометрической крутки	−1

Элероны

Тип элеронов	ДМП
Площадь элеронов	0,11 м² (0,5% S крыла)
Площадь компенсации	2,03 м² (23% S элерона)
Размах двух элеронов	13,212 м (55,3% L крыла)
Максимальная хорда	0,909 м (27% b крыла)
Минимальная хорда	0,313 м (9,3% b крыла)
Глубина компенсации	0,149—0,252 м (16% b элерона)
Углы отклонения	±20°
Площадь триммера	0,365 м² (4% S элерона)
Угол отклонения триммера	±15°

Закрылки

Тип	Выдвижной (щелевой)
Площадь	27,15 м² (19,33% S крыла)
Размах	21,87 м (65,8% L крыла)
Максимальная хорда	1,578 м (31% b крыла)
Минимальная хорда	0,986 м (19% b крыла)
Посадочный угол	30°
Взлетный угол	15°

Рулевая

Длина	15,9 м
Диаметр	3,5 м
Полный мидель с фонарем и обтекателями	9,6 м²
Мидель двух внутренних гондол	1,56 м
Мидель двух внешних гондол	2,8 м

Кабины

Общий объем герметической части фюзеляжа	240 м³
Объем кабины экипажа	9,30 м
Объем передней пассажирской кабины	21,31 м
Объем средней бытовой зоны (гардероб, ретирадный и два туалета)	24,22 м
Объем задней туалетной комнаты	2,86 м
Объем средней пассажирской кабины вместе с буфетом-кухней	47,09 м
Объем задней пассажирской кабины	16,17 м
Объем задней туалетной комнаты	2,86 м
Объем заднего гардероба	2,73 м
Высота пассажирской кабины	2 м
Ширина пассажирской кабины (максимальная внутренний диаметр кабины)	3,32 м
Объем кабины на одно пассажирское место (при 6-местном варианте)	1,07 м³
Диаметр окна пассажирской кабины	0,4 м
Ширина сиденья кресла (между осями подлокотников)	0,52 м
Шаг установки кресел (в среднем пассажирском)	не менее 0,9 м
Ширина центрального прохода между креслами	0,45 м
Размер входной двери	0,75×1,10 м
Размер аварийного выхода	0,45×0,75 м
Количество аварийных выходов	4
Объем передней герметической кабины грузового отсека	13,32 м³
Объем задней герметической пассажирского отсека	13,68 м³
Объем задней негерметической части грузового отсека	7,08 м³
Размер прямоугольного погрузочного грузового отсека	0,75×1,25 м
Размер прямоугольного погрузочного грузового отсека	0,75×1,25 м
Размер двери заднего багажного отсека	0,9×1,20 м

Горизонтальное оперение

Профиль и толщина	NACA-00 модифицир. $c=12\%$
Площадь горизонтального оперения полная	27,79 м² (19,75% S крыла)
Площадь горизонтального оперения несущая	24,32 м² (17,3% S крыла)
Площадь руля высоты с компенсацией	9,76 м² (34,5% S горизонтального оперения полной)
Площадь компенсации (с триммером)	2,05 м² (21% S руля высоты)
Размах	11,8 м
Максимальная хорда горизонтального оперения	3,13 м
Минимальная хорда горизонтального оперения	1,57 м
Максимальная хорда руля высоты	1,237 м (41,5% b горизонтального оперения)
Минимальная хорда руля высоты	0,671 м (41,5% b горизонтального оперения)
Максимальная хорда компенсации	0,400 м (32,3% b руля высоты)
Минимальная хорда компенсации	0,218 м (32,3% b руля высоты)
Сужение горизонтального оперения	2
Удлинение	5,02
Угол установки горизонтального оперения	−1°
Поперечное V	0°
Углы отклонения руля высоты	−25° +15°
Площадь триммера (двух)	0,66 м² (6,8% S руля высоты)
Углы отклонения триммера	−7,5° +13°

Вертикальное оперение

Профиль и относительная толщина	NACA-00 модифицир. $c=12\%$
Площадь вертикального оперения	17,03 м² (12,5% S крыла)
Площадь руля поворота	6,65 м² (37% S вертикального оперения)
Площадь компенсации (с триммером)	2,06 м² (31,0% S руля поворота)
Максимальная хорда вертикального оперения	1,645 м
Минимальная хорда вертикального оперения	1,65 м
Максимальная хорда руля поворота с компенсацией	1,09 м (41,5% b вертикального оперения)
Минимальная хорда руля поворота с компенсацией	0,7502 м (41,5% b вертикального оперения)

СЕКРЕТ

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Максимальная тяга	0,241 м (13,7 × R руля поворота)
Минимальная хорда компенсации	0,248 м (13,7 × R руля поворота)
Сужение вертикального оперения	2,58
Удлинение	2,2
Угол отклонения руля поворота	±27°
Площадь триммера	0,31 м² (1,6% S руля поворота)
Площадь сервокомпенсатора	0,1 м² (0,5% S руля поворота)
Угол отклонения триммера	±15°
Угол отклонения сервокомпенсатора	±15°
Высота вертикального оперения от оси самолета	6,815 м

Шасси

Угол стойки	0°
Колея	9,0 м
Расстояние между колесами (база)	13,15 м теоретическое, 12,75 м стояночное
Высота шасси (теоретическая до оси самолета)	3,79 м главные ноги, 3,615 м — передняя нога
Размер колес	930×305 мм главных ног, 700×250 мм передней ноги

Общие данные

Высота самолета (при стояночном обжатии амортизации)	10,165 м
Расстояние от конца лопасти винта до земли	0,75 м
Расстояние от нижней кромки воздухозаборников двигателей до земли	2,75 м
Расстояние от конца лопасти винта до фюзеляжа	0,50 м
Нагрузка на 1 м² площади крыла (при максимальном взлетном весе)	435 кг
Нагрузка на 1 эквивалентную л. с. (при максимальном взлетном весе)	3,8 кг

5. КРАТКИЕ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-20А*

Обороты ротора двигателя:	
на режиме малого газа	10 100 ± 200 об/мин
на всех рабочих режимах на земле и в полете	12 300 ± 90 об/мин
Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя (кратковременный заброс)	Не более 750° С
Максимально допустимая замеренная температура газов за турбиной на всех режимах	Не более 520° С
Допустимое время непрерывной работы двигателя:	
на взлетном режиме	Не более 15 мин.
на номинальном и крейсерских режимах	Без ограничения
Время перехода от режима малого газа до мощности, соответствующей взлетному режиму, при приемистости	Не более 15 сек.

* По технич. описанию и инструкции по эксплуатации двигателя АИ-20, Оборонгиз, 1959.

на режиме перед форсунками	Не более 75 кг/см²
Расход масла	Не более 1,2 л/час
Температура масла на установившихся режимах на входе в двигатель:	
минимально допустимая	60° С
максимально допустимая	70° С (не более 15 мин. непрерывной работы)
рекомендуемая	70 . 80° С
Отрегулированная малость газа режима 0,8 номинального на земле (в течение не более 15 мин. непрерывной работы) и на взлете	Не более 100° С
Давление масла в магистрали двигателя:	
на режиме малого газа	Не менее 4 кг/см²
на всех режимах у земли	5 : 5,5 кг/см²
на всех режимах в высотах полета	Не менее 4,0 кг/см²
Основные данные по конструкции двигателя:	
компрессор	Осевой 10-ступенчатый
камера сгорания	Кольцевая с 10 горелками
турбина	Осевая трехступенчатая
реактивное сопло	Нерегулируемое
редуктор	Планетарный с передаточным числом 0,0973
Направление вращения (винта и ротора двигателя)	Левое (если смотреть со стороны реактивного сопла)

6. КРАТКИЕ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА

Наименование винта	АВ-68П серии 02 и 03
Тип винта	Тянущий автоматический воздушный винт изменяемого в полете шага с установкой лопастей во флюгерное положение и на упор промежуточного угла
Число лопастей	4
Диаметр винта	4,5 м
Направление вращения винта	Левое
Максимальная ширина лопасти	405 м.м
Тип профиля лопасти	Набор профилей ЦАГИ
Аэродинамическая серия	Серия четырехлопастных винтов АВ-59 с пересчетом на перекрытие $\bar{k}=1,125$ и поправкой на $c_{z_0}=0,045$
Угол установки лопасти (на контрольном сечении $R=1600$ м.м):	
угол минимального сопротивления вращению (угол запуска) φ_0	0°
угол промежуточного упора $\varphi_{пу}$	12°
угол флюгера $\varphi_{фл}$	84° 30'
Диапазон изменения углов установки лопастей	84 30
Принцип действия механизма поворота лопастей	Гидроцентробежный
Схема работы	Однократного действия
Тип регулятора оборотов	Р-68П

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

7. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ

Гидравлическая система

Общая емкость гидросистемы	75 л
Емкость гидробака (полный объем)	40 л
Рабочая жидкость гидросистемы	АМГ-10
Рабочее давление гидросистемы	210 $^{+15}_{-5}$ кг/см²
Емкость азотного баллона аварийной системы торможения	12 л
Давление азота в баллоне	130—150 кг/см²
Емкость азотного баллона аварийной системы фиксирования	3 л
Давление азота в баллоне	60 ÷ 70 кг/см²

Шасси

Количество жидкости, заливаемой в амортизатор передней ноги	3,1 л
Количество жидкости, заливаемой в амортизатор главной ноги	14,1 л
Начальное давление в амортизаторе передней ноги	17 ± 0,5 кг/см²
Начальное давление в амортизаторе главной ноги	18 ± 1 кг/см²
Давление в камерах передней ноги	6 ± 0,2 кг/см²
Давление в камерах главных ног	8 ± 0,2 кг/см²
Рабочая жидкость (амортизационная смесь) в амортизаторах	АМГ-10
Зарядка газовых камер	Техническим азотом по ГУ МХП 1280—51
Стояночное обжатие амортизатора передней ноги	180—190 мм
Максимальное стояночное обжатие передней ноги при весе полного газа всех двигателях	Не более 220 мм
Стояночное обжатие амортизатора главной ноги	360—400 мм
Стояночное обжатие камеры передней ноги	25—35 кг/см²
Стояночное обжатие камеры главной ноги	65—75 кг/см²
Смазка для шарнирных соединений	ЦИАТИМ-201

Тормоза

Давление в тормозах при нормальном торможении	65 $^{+5}$ кг/см²
Давление в тормозах при аварийном торможении	75 $^{+10}$ кг/см²
Давление при стояночном торможении	40 $^{+10}$ кг/см²

Судовая установка

Емкость основной группы баков (№ 1 до № 8 вкл.) одной половины крыла	4200 л
Емкость дополнительной группы баков (№ 9, 10 и 11) одной половины крыла	2650 л
Общая емкость двух групп баков одной половины крыла	11 850 л
Общая емкость топливной системы	23 700 л (18 000 кг при уд. весе 0,785)
Марка топлива	Т-1 ГОСТ 4138—48 ТС-1 ГОСТ 7142—54 Т-2 ГОСТ 8130—57
Емкость заправочных (отстойных) баков	76,5 л
Количество заливаемого масла	17,7 л
Емкость	42 л
Замерный объем по масломеру	32 л
Неприкосновенный объем для прокачивания	14 л
Объем отстойника	1,5 л
Марка масла для заправки ВП-20	Маслосмесь, составленная по объему из 75% трансформаторного масла ГОСТ 982—56 или авиационного масла МК-8 ГОСТ 6457—53 и 25% МК-22 или МС-20 ГОСТ 1013—49

Противопожарная система

Количество стационарных огнетушителей ОС-8	6
Общая емкость стационарных огнетушителей с составом 3,5	40 л
Вес заряда стационарного огнетушителя	6 + 0,4 кг
Количество переносных углекислотных кабинных огнетушителей ОУ	4
Общая емкость переносных огнетушителей	9,2 л
Вес заряда переносного огнетушителя	1,7 кг

Предварительное натяжение тросов (при 20° С)

Тросовые проводки управления двигателями должны иметь натяжение	20 ± 4 кг
Тросовые проводки управления:	
элеронами (для $d_{тр}$=5 мм)	60 ± 5 кг
рулевыми машинами автопилота ($d_{тр}$=3 мм)	65 ± 3 кг
триммерами ($d_{тр}$=2,5 мм)	40 ± 3 кг

ЗАТЯЖКА БОЛТОВ И ГАЕК (НОРМАЛЬ СМ171)

При затяжке пользоваться только ключами стандартными или тарированными на определенные крутящие моменты.

Запрещается пользоваться удлинителями или нестандартными ключами. При пользовании тарированными ключами руководствоваться следующей таблицей крутящих моментов с допустимым отклонением ± 10%:

Резьба мм	Зев ключа мм	Момент затяжки в кгсм для болтов материала СМ-ЗГСА σв=110—130 кг/мм²	Момент затяжки в кгсм для болтов материала Сталь 45	Стандартная длина ключа по ГОСТ 2839—54 и ГОСТ 2841—54, в мм	Допустимое усилие на плече в кг для болта СМ-ЗГСА	Допустимое усилие на плече в кг для болта Сталь 45
6×1	11	50	75	110	5	2,5
8×1,25	14	110	155	135	10	5
10×1,5	17	230	310	170	15	7,5
12×1,5	19	320	450	205	25	13
14×1,5	22	500	700	180	40	20
16×1,5	24	1200	1650	140	65	33
18×1,5	27	1600	2200	200	80	40
20×1,5	30	2500	3450	230	110	55
22×1,5	32	3300	4500	240	125	65

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Крутящие моменты даны для стандартных болтов с несамоконтрящимися гайками и слегка смазанной резьбой.

Для болтов из стали 30ХГСНА брать те же моменты, что и для болтов из стали 30ХГСА.

Указанный момент затяжки бортовых соединений должен обеспечивать плотное стягивание пакета при осевом усилии, не превышающем 20—27% от нагрузки, разрушающей болт.

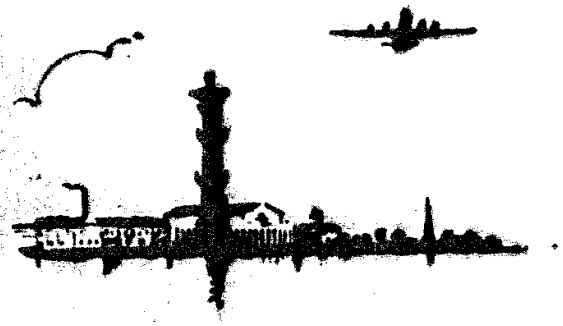
Насколько достаточно стянут пакет, проверяют визуально и при помощи щупа.

Если тарированный ключ показывает момент, превышающий допускаемый, а болт не затянут, то это означает, что резьбовое соединение выполнено неправильно вследствие каких-то причин, которые повлекли увеличение трения. Такое явление часто имеет место при завертывании болта в самоконтрящуюся гайку. Для ступенчатых болтов моменты брать по диаметру резьбы.

Момент затяжки по нормали берется при отсутствии специальных указаний в чертежах и инструкциях.

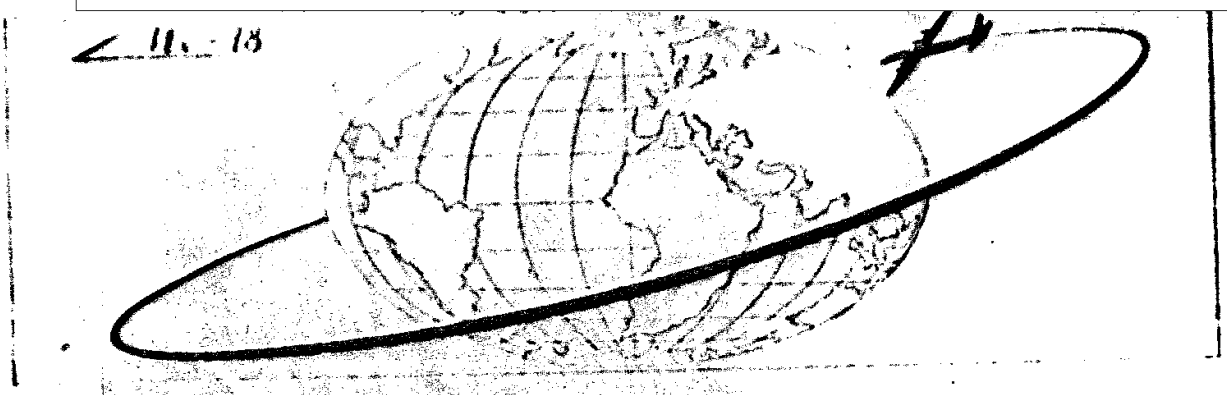
Примечание. Для резьб диаметром больше 22 мм тарированные ключи не применять. Особые случаи необходимости применения тарированных ключей оговариваются на чертеже или инструкции с указанием момента.

Для обеспечения необходимого стягивания пакета и предупреждения срыва резьбы работы при установке болтов с самоконтрящимися гайками должны проводить квалифицированные рабочие, прошедшие соответствующий инструктаж.



SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8 50X1-HUM



ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Выбор аэродинамической компоновки определялся необходимостью максимально возможного обеспечения безопасности полета, с одной стороны, и необходимостью получения достаточно высоких экономических показателей, с другой. Особое внимание было уделено аэродинамической компоновке крыла — как наиболее важного с этой точки зрения элемента самолета.

Крыло — прямое, удлинение крыла $\lambda = 10$, сужение крыла $\eta = 3$. Такое соотношение геометрических параметров крыла дает для самолета Ил-18 наиболее оптимальное соотношение между аэродинамическими и прочностными характеристиками.

Набор профилей по размаху крыла составлен следующим образом: от борта фюзеляжа до 21,4% полуразмаха поставлен профиль С-5-18 с относительной толщиной 16% и относительной кривизной $f = 1{,}25\%$. Часть крыла от точки на 21,4% полуразмаха до точки на 58,5% полуразмаха занята переходным от С-5-18 к С-3-14 профилем. На части крыла от 58,5% полуразмаха и до конца крыла поставлен более несущий профиль С-3-14 с относительной толщиной от 15% в начале до 13% на конце и с постоянной кривизной $f = 2\%$. Кроме того, конец крыла закручен на $-1°$. Благодаря такой компоновке при выходе самолета на критические углы атаки срыв начинается у борта фюзеляжа и медленно, с увеличением угла атаки, распространяется к концу крыла. Одновременно с этим вследствие уменьшения скоса потока в зоне оперения начинает интенсивно расти пикирующий момент и самолет стремится опустить нос.

Интенсивный рост пикирующих моментов при выходе на закритические углы атаки очень хорошо виден на диаграммах продувок на фиг. 10. Эти же продувки показывают, что на всех испытанных закритических углах атаки вплоть до $\alpha = 33°$ рули высоты полно и сохраняют свою эффективность. Эффективность элеронов при этом несколько снижается, но остается достаточной для управления самолетом. Коэффициент подъемной силы c_y в закритической области продолжает хотя и очень медленно расти, что указывает на отсутствие у крыла тенденции к авторотации.

Благодаря таким характеристикам крыла в закритической области практически исключаются даже при грубых ошибках пилотирования сваливание на крыло и самопроизвольный переход в штопор. Кроме того, при переходе к критическим углам атаки на оперении возникает легкая тряска, которая при дальнейшем увеличении угла атаки постепенно усиливается, что служит предупреждением летчику о близости критического угла атаки.

Гондолы двигателей расположены на верхней поверхности крыла. Такое расположение хотя и менее выгодно с аэродинамической точки зрения, но существенно уменьшает опасность пожара, поскольку исключается возможность соприкосновения топлива с горячими частями двигателя при случайной течи баков, расположенных в крыле.

Для уменьшения вредной интерференции диффузор, образованный задней частью гондолы с крылом, закрыт специальным обтекателем, имеющим при сходе к задней кромке крыла характерный вид ласточкина хвоста. Применение этих обтекателей уменьшило вредную интерференцию между крылом и гондолой и дало увеличение качества крыла на 5—6%.

Крыло установлено по отношению к оси фюзеляжа под углом 3°. При такой установке крыла фюзеляж имеет наименьшее сопротивление на рейсовых режимах.

Угол поперечного V крыла по линии носков, равный 3°, дает минимально необходимую поперечную устойчивость, что в сочетании с хорошим вертикальным оперением обеспечивает хорошие характеристики боковой устойчивости и управляемости как в обычном полете, так и в случае внезапного отказа двигателя.

Элероны занимают 35,3% размаха и 6,5% площади крыла. Благодаря 25% аэродинамической осевой компенсации элеронов боковое управление относительно легкое, несмотря на большие абсолютные размеры элерона.

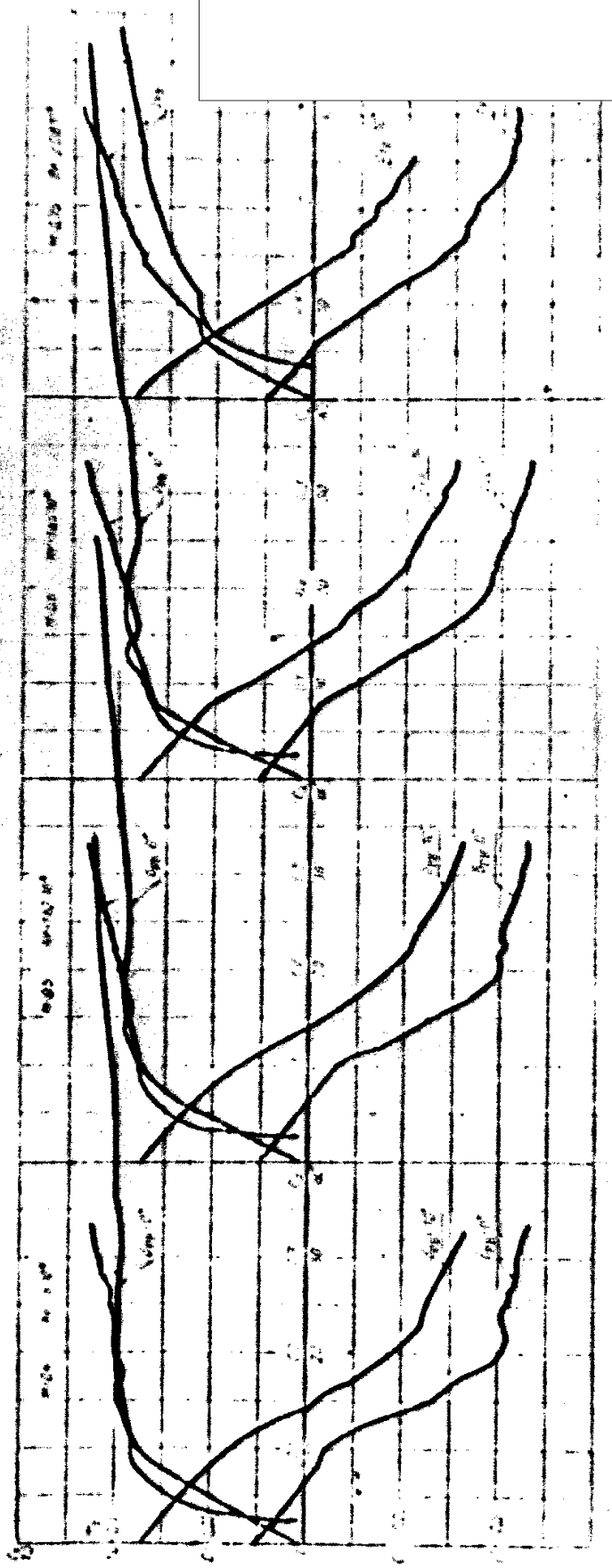
На правом элероне имеется триммер с площадью, равной 4% площади элерона, позволяющий в случае

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM



Фиг. 18. Поляры, вычисленные с учетом сжимаемости при числах
c_y — коэффициент подъемной силы; c_x — коэффициент лобового сопротивления; $\varphi_{кр}$ — угол отклонения руля высоты;
α — угол атаки; M — число $M = \frac{\text{скорость полета}}{\text{скорость звука}}$; Re — число Рейнольдса.

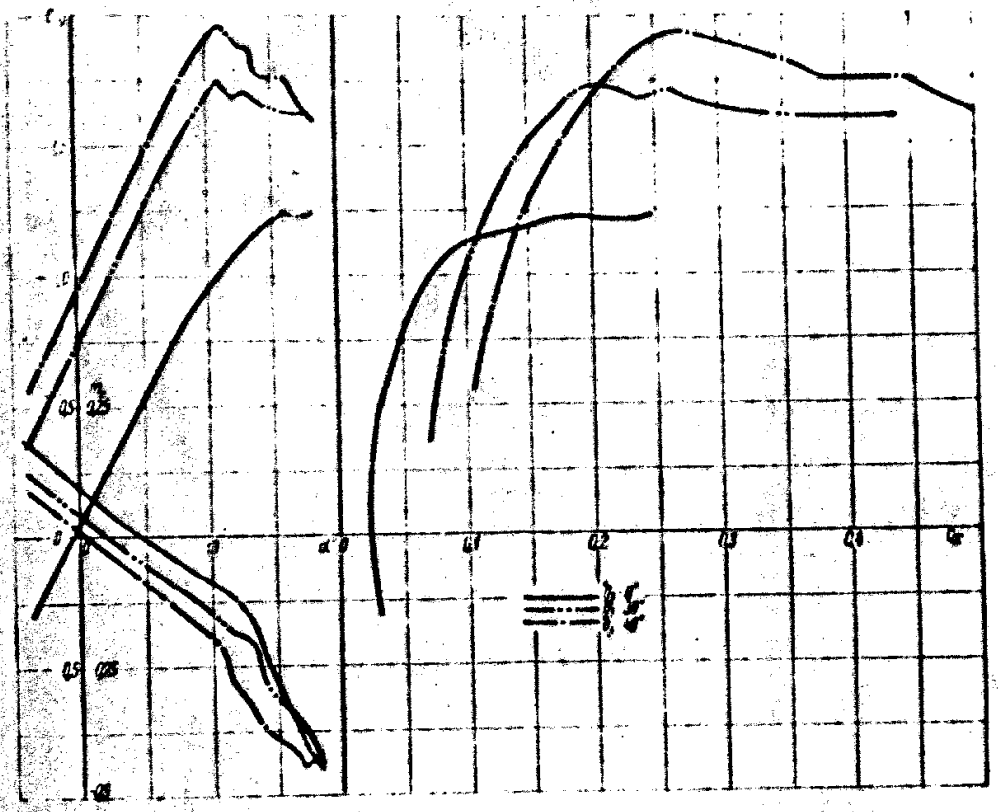
SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

необходимости снизить усилия на штурвале от элеронов. Максимальные углы отклонения элеронов ±20°.

Для улучшения взлетно-посадочных свойств самолета применены двухщелевые закрылки. Площадь закрылков составляет 19,4% от площади крыла, а размах закрылков равен 64% размаха крыла. Взлетный угол отклонения закрылков равен 30°, посадочный — 40°.

Аэродинамические характеристики крыла с отклоненными закрылками приведены на фиг. 11.



Фиг. 11. Поляры и продольная устойчивость при различных углах отклонения закрылков.

c_y — коэффициент подъемной силы; c_x — коэффициент лобового сопротивления; $\delta_з$ — угол отклонения закрылков; α — угол атаки; m_z — коэффициент момента тангажа.

Фюзеляж — хорошо обтекаемой формы. В большей своей части фюзеляж имеет форму цилиндра диаметром 3,5 м. Удлинение фюзеляжа λ 9,85. Форма носовой части фюзеляжа определяется наличием кабины экипажа и локатора «Эмблема». В хвостовой части фюзеляжа расположено горизонтальное и вертикальное оперение. Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора площадью 18 м² и руля высоты площадью 9,56 м².

Общая площадь горизонтального оперения равна 19,8% от площади крыла, а руль высоты равен 44,4% площади горизонтального оперения. Плечо оперения относительно центра тяжести самолета равно 4,1 средней аэродинамической хорды. Коэффициент статического момента оперения равен $A_1 = 0{,}88$.

Эти размеры и соотношения горизонтального оперения обеспечивают самолету Ил-18 хорошую устойчивость и управляемость на всех режимах полета, в широком диапазоне центровок.

Руль высоты имеет осевую аэродинамическую компенсацию 31% и триммер площадью 6,9% от площади руля. Как видно из фиг. 10, триммер весьма эффективен и позволяет полностью снимать нагрузки на штурвал. Максимальные углы отклонения руля высоты + 25°, + 15°.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота. Суммарная площадь вертикального оперения равна 12,8% от площади крыла. Площадь руля поворота равна 37% от площади вертикального оперения.

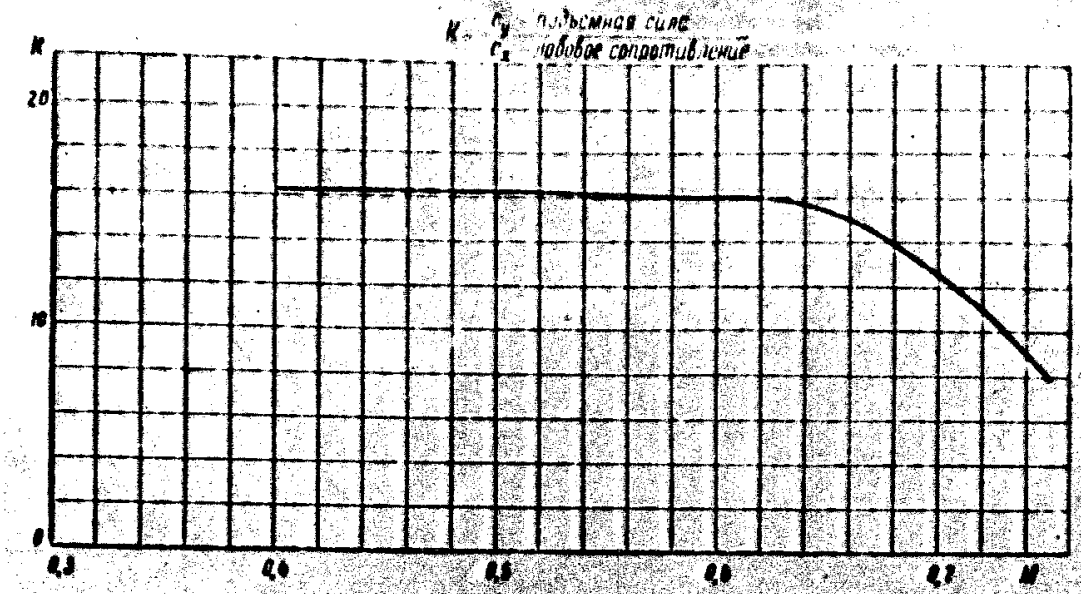
Для уменьшения усилий на педалях применены осевая аэродинамическая компенсация и пружинный сервокомпенсатор. Площади осевой компенсации и пружинного сервокомпенсатора соответственно равны 31,0 и 6% от площади руля поворота. Максимальные углы отклонения сервокомпенсатора ± 15°.

Пружинный сервокомпенсатор включается в работу при усилиях на педалях, превышающих 15 кг, причем угол отклонения сервокомпенсатора пропорционален прилагаемому усилию вплоть до педалей. Благодаря этому резко замедляется рост усилий при дальнейшем отклонении руля. При исполнении маневров, связанных с большими скоростями и большими

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

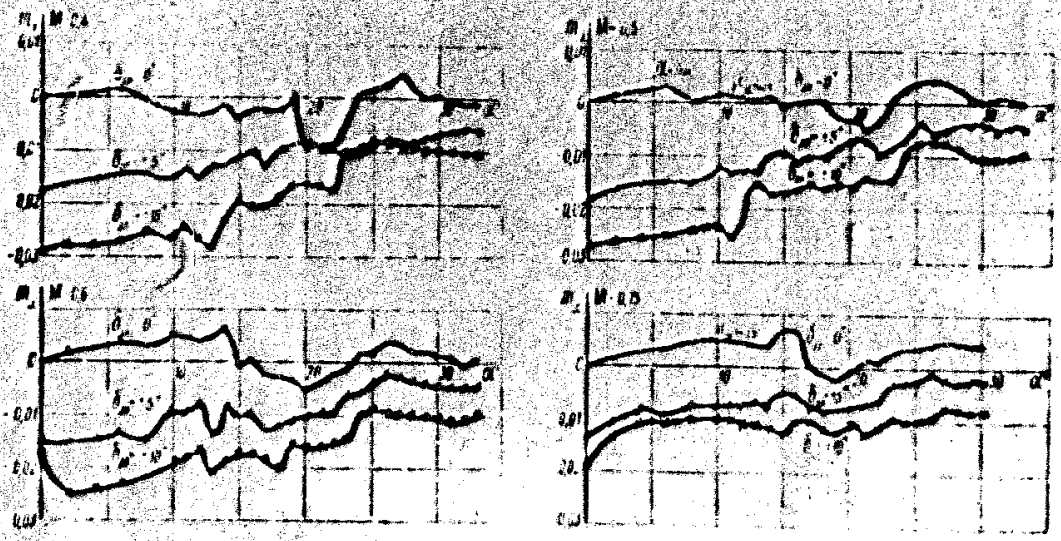
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



Фиг. 12. Максимальное качество самолета.

K — качество; M — число $M = \frac{\text{скорость полета}}{\text{скорость звука}}$



Фиг. 13. Эффективность элеронов.

M — число M; m_x — коэффициент момента крена; $\delta_{эл}$ — угол отклонения элеронов; [illegible]; $c_{y\,max}$ — максимальный коэффициент подъемной силы

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

отклоняющими руль, могут вызвать падение усилий на педали и даже перемена знака усилий. Для предотвращения этого в систему руля поворота поставлены буферные пружины, включающиеся в работу при отклонениях руля свыше 12° и компенсирующие падение усилий, вызванное скольжением.

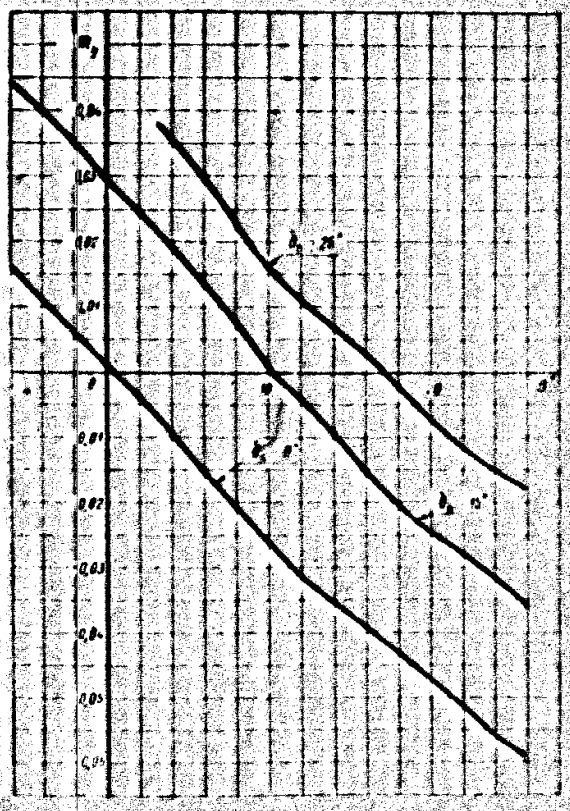
Помимо пружинного сервокомпенсатора, на руле поворота имеется триммер. Площадь триммера 4,6% от площади руля.

Усилия на педалях, необходимые для балансировки самолета в полете как с одним, так и с двумя отказавшими двигателями, полностью снимаются этим триммером.

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамические характеристики самолета Ил-18 получены при испытаниях моделей и представлены в виде диаграмм аэродинамических коэффициентов.

На фиг. 11 даны поляры самолета, кривые коэффициента подъемной силы и коэффициента момента в зависимости от угла атаки при малых числах M без закрылков и с закрылками во взлетном и посадочном положении. Эти кривые хорошо иллюстрируют эффективность закрылков.

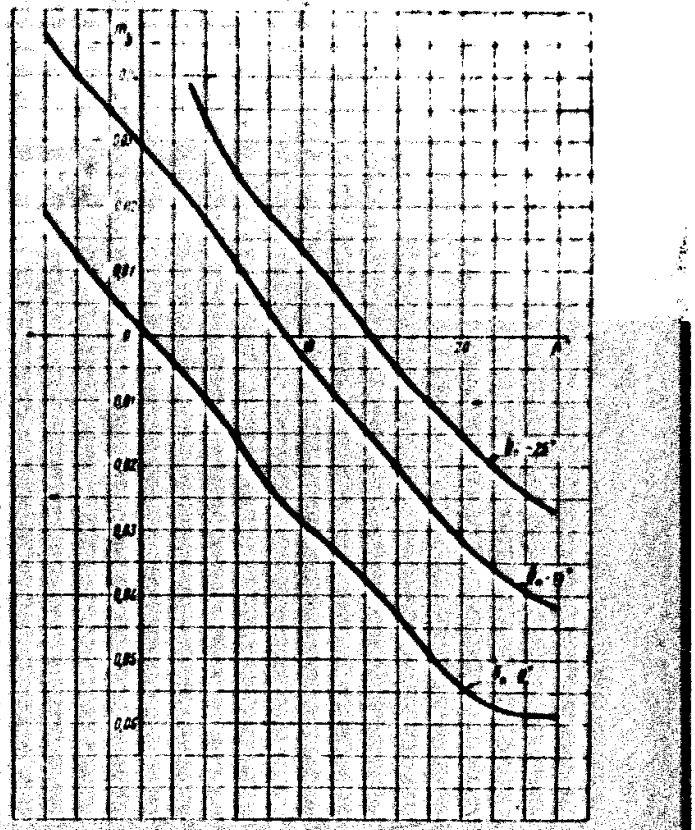


Фиг. 14. Путевая устойчивость и эффективность руля поворота при α = 5° и $\delta_з$ = 0°.

α — угол атаки;
$\delta_з$ — угол отклонения закрылков;
m_y — коэффициент момента рысканья;
$\delta_в$ — угол отклонения руля поворота;
β — угол скольжения.

На фиг. 10 даны те же характеристики самолета с неотклоненными закрылками на больших числах M от M = 0,4 до M = 0,75 на углах атаки до α = 33° и для двух значений отклонений руля высоты $\delta_в$ = 0° и $\delta_в$ = 10°.

На фиг. 12 приведена основная аэродинамическая характеристика самолета — аэродинамическое качество, представляющее отношение подъемной силы крыла к лобовому сопротивлению самолета. Из этой



Фиг. 15. Путевая устойчивость и эффективность руля поворота при α = 5,1° и $\delta_в$ = 40°.

α — угол атаки;
$\delta_з$ — угол отклонения закрылков;
m_y — коэффициент момента рысканья;
$\delta_в$ — угол отклонения руля поворота;
β — угол скольжения.

диаграммы видно, что до M = 0,62 влияние сжимаемости воздуха практически не сказывается на несущей способности крыла.

На фиг. 13 представлены кривые коэффициента крепящего момента в зависимости от угла отклонения элеронов, угла атаки и числа M. Эти кривые показывают, что элероны эффективны во всем диапазоне возможных углов атаки и чисел M.

На фиг. 14 и 15, на которых даны коэффициенты путевой устойчивости с неотклоненными и отклоненными на 40° закрылками в зависимости от угла скольжения и отклонения руля поворота, видно, что самолет обладает хорошей путевой устойчивостью и управляемостью.

Эффективность рулей достаточна для балансировки самолета на углах скольжения до 15°.

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

3. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ

Все летные данные, помещенные в настоящем разделе, получены при испытаниях самолета Ил-18 с четырьмя двигателями АИ-20 и винтами АВ 6БП (диаметром 4,5 м) и приведены к стандартным атмосферным условиям.

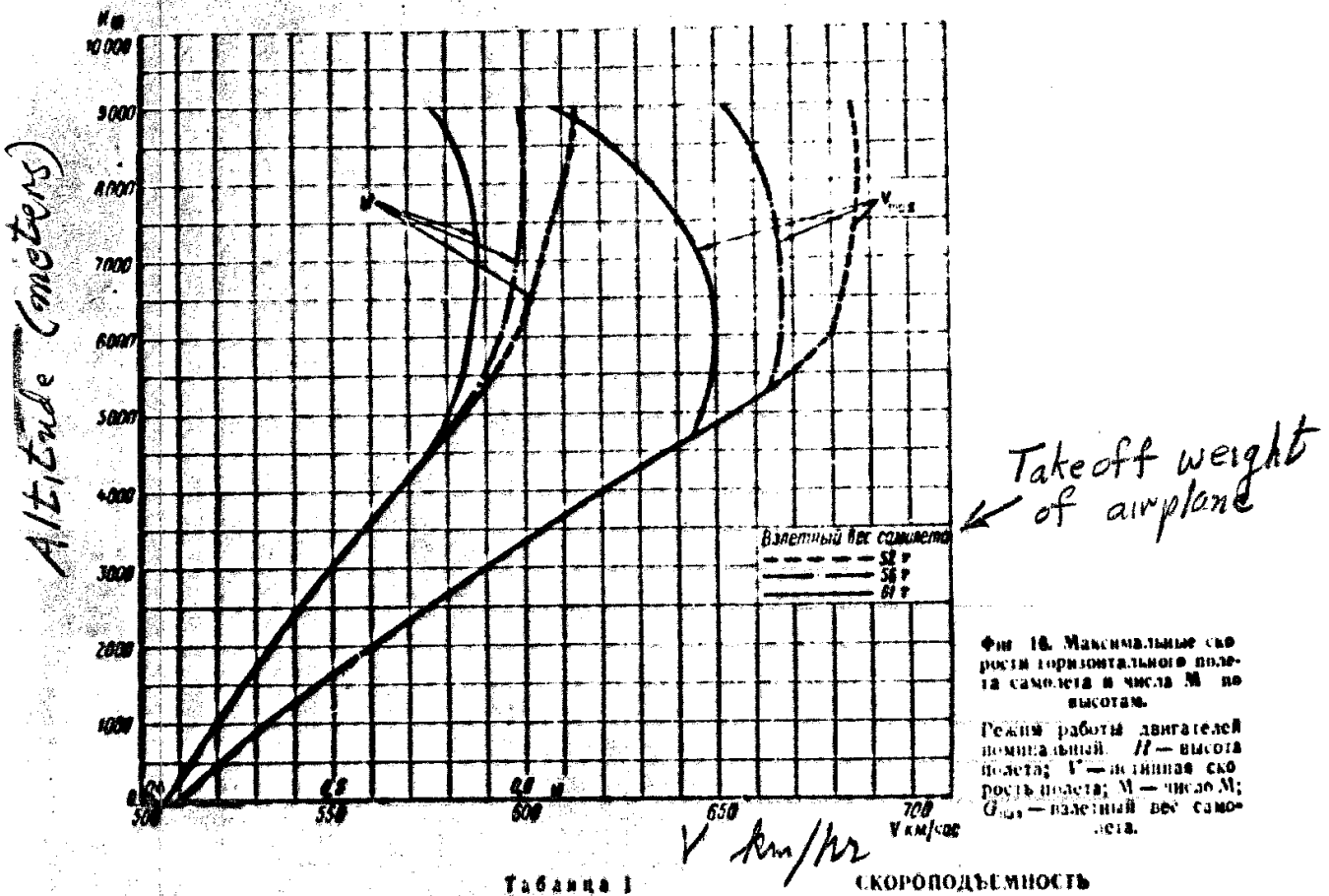
МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Максимальные скорости горизонтального полета по высотам и соответствующие им числа M на номинальном режиме работы двигателей даны на фиг. 16 и в табл. 1.

Продолжение

H м	$G_{взл}$ = 52 т V_{max} км/час	M	$G_{взл}$ = 56 т V_{max} км/час	M	$G_{взл}$ = 61 т V_{max} км/час	M
7000	641	0,607	636	0,594	615	0,573
8000	636	0,619	632	0,598	632	0,570
9000	635	0,635	630	0,595	606	0,565

Внимание! 1. Максимальные скорости ограничены максимальным скоростным напором q_{max} = 1240 кг/м² до высот:
H = 4700 м при весе 61 т,
H = 5200 м » » 56 т,
H = 5800 м » » 52 т.
2. Максимально допустимое число M = 0,65.



Фиг. 16. Максимальные скорости горизонтального полета самолета и числа M по высотам.

Режим работы двигателей номинальный. H — высота полета; V — истинная скорость полета; M — число M; $G_{взл}$ — взлетный вес самолета.

Таблица 1

H м	$G_{взл}$ = 52 т V_{max} км/час	M	$G_{взл}$ = 56 т V_{max} км/час	M	$G_{взл}$ = 61 т V_{max} км/час	M
0	510	0,415	510	0,415	510	0,415
1000	532	0,440	532	0,440	532	0,440
2000	560	0,468	560	0,468	560	0,468
3000	589	0,498	589	0,498	589	0,498
4000	620	0,532	620	0,532	620	0,532
5000	655	0,567	655	0,567	618	0,560
6000	679	0,586	666	0,586	619	0,570

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Вертикальные скорости, время набора высоты и наивыгоднейшие скорости полета при наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей приведены на фиг. 17 и в табл. 2.

Таблица 2

H м	$G_{взл}$ = 52 т V_y м/сек	t мин.	$V_{пр}$ км/час	$G_{взл}$ = 56 т V_y м/сек	t мин.	$V_{пр}$ км/час	$G_{взл}$ = 61 т V_y м/сек	t мин.	$V_{пр}$ км/час
0	10,9	0	317	9,7	0	330	8,4	0	376
1000	10,5	1,5	315	9,4	1,5	375	8,1	2	3.5

SECRET

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM

H м	$G_{взл}$ = 52 т t мин.			$G_{взл}$ = 36 т t мин.			$G_{взл}$ = 61 т t мин.		
2 000	10,1	3,2	383	9,1	3,6	397	7,9	4,1	415
3 000	9,7	4,8	403	8,7	5,4	417	7,5	6,3	436
4 000	9,3	6,6	425	8,4	7,4	440	7,3	8,5	459
5 000	8,9	8,5	449	7,4	9,5	468	5,9	11	485
6 000	6,9	10,7	473	6,1	12	490	4,6	14,2	511
7 000	5,6	13,4	487	4,8	15	505	3,4	18,3	527
8 000	4,3	16,8	500	3,6	18,9	520	2,1	24,7	542
9 000	3,3	21,5	515	2,3	24,6	535	0,85	36,8	559
10 000	2	29,1	530	1	35,5	550	—	—	—
Практический потолок		10 810 м			10 370 м			9353 м	

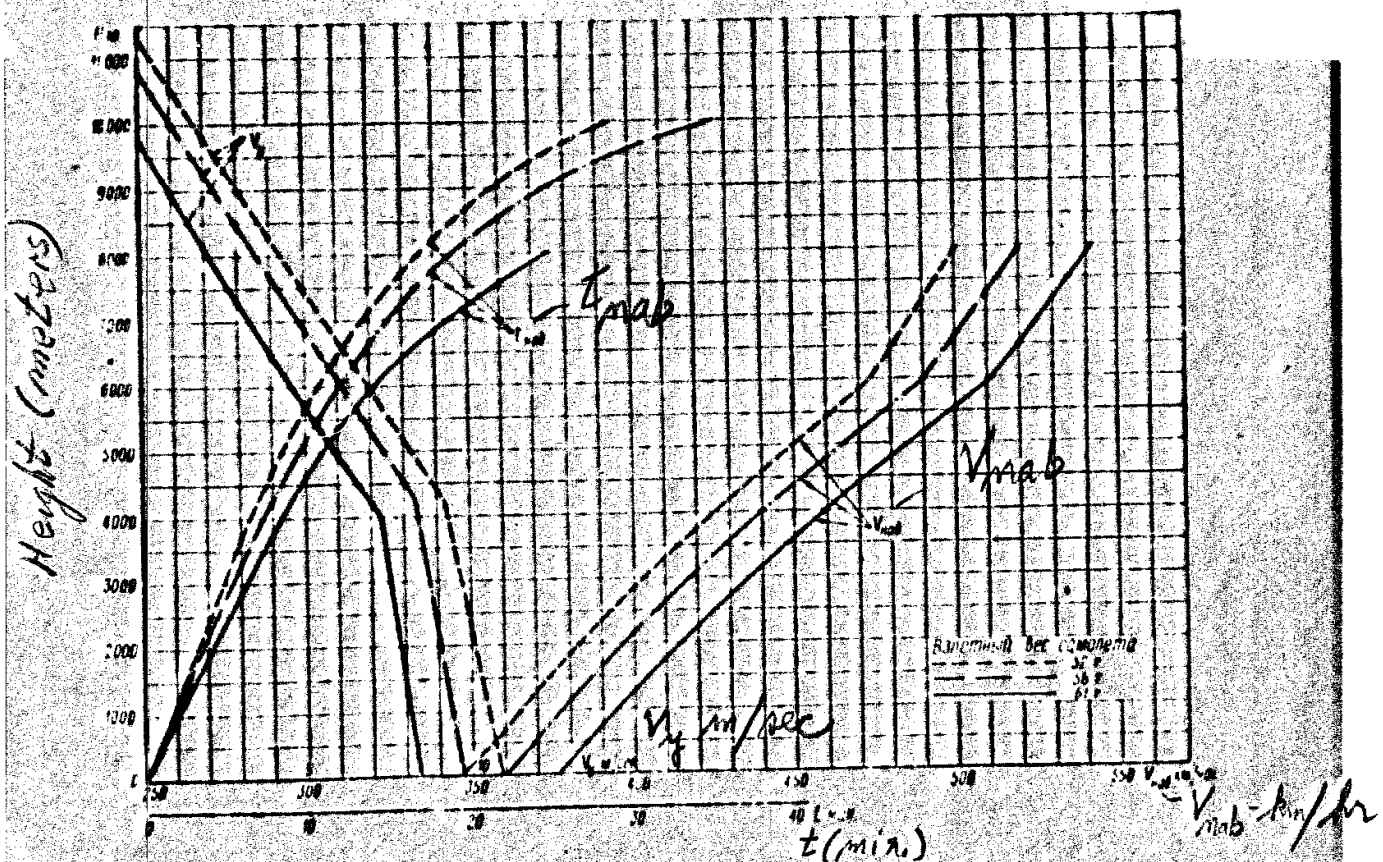
Все данные приведены к стандартным атмосферным условиям: $p = 760$ мм рт. ст., $t = +15°$ С.

Взлет производится с бетонной полосы, двигатели — на взлетном режиме. Закрылки отклонены на угол 30°.

В табл. 3 приведены данные по нормальному взлету с четырьмя работающими двигателями, а в табл. 4 и 5 — данные по завершенному и прерванному взлету с одним (любым) двигателем, отказавшим в точке критической скорости. Критическая скорость выбрана из условия равенства длины потребного разбега с одним отказавшим двигателем и длины дистанции прерванного взлета.

При таком выборе критической скорости получается наименьшая длина потребной взлетной полосы. Исходя из этих соображений при отказе двигателя на скорости меньше критической следует прекратить взлет, а при отказе на скорости больше критической взлет следует завершить.

Practical Ceiling



Фиг. 17. Максимальные вертикальные скорости, время набора высоты и скорости набора по траектории в зависимости от высоты полета.

H — высота полета; V_y — вертикальная скорость (скороподъемность); V_{max} — скорость набора по траектории; t — время набора высоты; $G_{взл}$ — взлетный вес самолета.

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Таблица 5

Нормальный взлет с четырьмя работающими двигателями

$G_{взл}$ в т	52	54	56	58	61
$V_{отр}$ в км/час	203	207	211	214	220
$l_{разб}$ в м	800	880	960	1050	1200
$l_{взл}$ с высоты 15 м до $H=15$ м в м	1310	1450	1600	1705	2030

Таблица 6

Завершенный взлет с одним двигателем, отказавшим в точке критической скорости

$G_{взл}$ в т	52	54	56	58	61
$V_{кр}$ в км/час	160	166	172	185	190
$V_{отр}$ в км/час	223	227	231	235	242
$l_{разб}$ в м	1210	1310	1430	1570	1810
$l_{взл}$ с высоты 15 м до $H=15$ м в м	2060	2360	2600	2810	3060

Таблица 8

Прерванный взлет с одним двигателем, отказавшим в точке критической скорости

$G_{взл}$ в т	52	54	56	58	61
$V_{кр}$ в км/час	160	166	172	185	190
$l_{разб}$ до $V_{кр}$ в м	474	530	610	705	855
$l_{разб}$ от $V_{кр}$ до $V=0$ в м	736	785	820	860	955
$l_{пр}$ полн. в м	1210	1310	1430	1570	1810

ПОСАДКА

Посадка производится с закрылками, отклоненными на 40°, на бетонную полосу.

Данные по длине пробега и посадочной дистанции приведены в табл. 9.

Таблица 9

$G_{посад}$ в т	42	44	46	48	51
$V_{пос}$ в км/час	183	188	192	196	202
$l_{разб}$ в м	660	690	720	755	800
$l_{пос}$ с высоты $H=15$ м в м	1170	1210	1260	1300	1360

Примечание 1. Нормальной посадкой считается посадка с полетным весом, не превышающим $G_{посад}=51$ т. Однако в исключительных случаях допускается посадка самолета с полным взлетным весом. В случае преждевременного опускания носа самолета при большом значении угла атаки при посадке или при ударе о землю при пробеге следует осмотреть колеса, шасси и места крепления шасси к крылу.

2. При пробеге торможение осуществляется сначала тормозными щитками, снятыми с упора, а затем на скорости 160—170 км/час включаются тормоза колес главных ног шасси.

3. Разрешается посадка с боковым ветром до $W=15$ м в секунду.

4. Уход на второй круг допускается с любой высоты от начала выравнивания при четырех работающих двигателях и с высоты 50 м при одном или двух отказавших двигателях.

ДОПУСТИМЫЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

На фиг. 18 дана диаграмма допустимых приборных скоростей и высот полета.

Индикаторная скорость связана с истинной воздушной скоростью полета соотношением $V_и = V\sqrt{\lambda}$, где $\lambda = 0{,}379\,P$ *мм рт. ст.*$/T^0$.

В левой части диаграммы нанесены линии минимально допустимых скоростей в зависимости от полетного веса и высоты при полете как в спокойной атмосфере, так и в болтанку с порывами ветра до $W=10$ *м/сек.*

При полете в области скоростей и высот слева от линии минимально допустимых скоростей на самолете возникает тряска, предупреждающая о выходе на большие углы атаки.

Справа область допустимых скоростей и высот ограничивается максимально допустимым числом $M=0{,}65$ и максимально допустимыми скоростями $V_{гор\ max}=510$ *км/час* в горизонтальном полете и $V_{пикир\ max}=610$ *км/час* в планировании. Эти ограничения установлены в соответствии с нормами прочности для самолетов.

В правом верхнем углу дан график зависимости от числа M коэффициента подъемной силы $C_{y\ доп}$, при котором на самолете возникает предупредительная тряска.

Минимальные скорости самолета с закрылками во взлетном и посадочном положении на 15—20% меньше минимальных скоростей самолета с убранными закрылками.

СКОРОСТИ СРЫВА

В табл. 7 приведены скорости срыва в зависимости от полетного веса и угла отклонения закрылков.

При уменьшении скорости полета до скорости срыва самолет опускает нос и вновь начинает набирать скорость.

Эффективность органов управления на скоростях срыва достаточна.

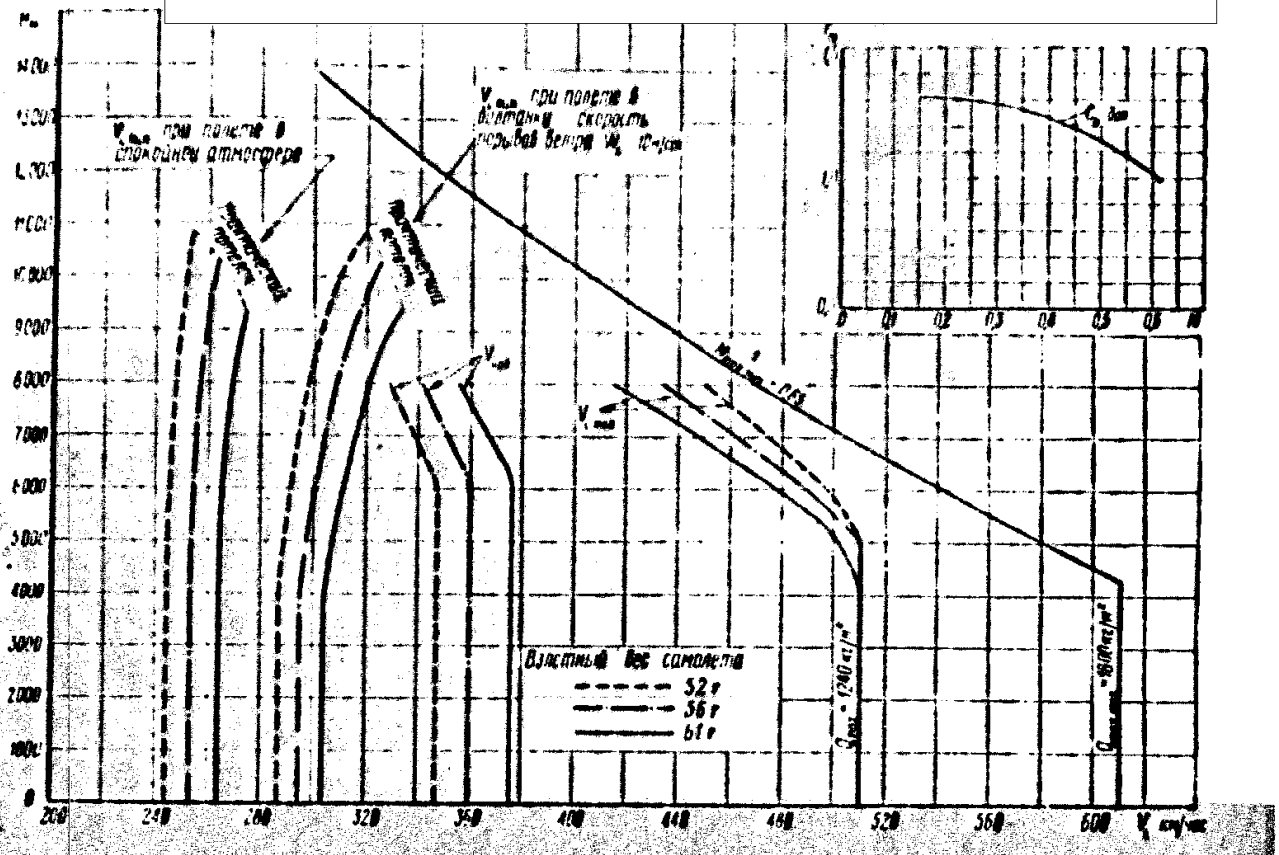
Таблица 7

	Полетный вес самолета т	52	54	56	58	61
Скорости срыва км/час	Закрылки в посадочном положении $\delta_з=40°$	171	174	177	180	185
	Закрылки во взлетном положении $\delta_з=30°$	175	180	183	186	191
	Закрылки убраны $\delta_з=0°$	201	205	212	216	221

Примечание. Выпуск и уборка шасси практически не влияют на величину скорости срыва.

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 : CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM



Фиг. 18. Допустимые индикаторные скорости полета в зависимости от высоты полета.

H — высота полета; V_i — индикаторная скорость; $V_{i\,min}$ — минимальная индикаторная скорость; $V_{i\,max}$ — максимальная индикаторная скорость; $V_{наб}$ — индикаторная скорость набора высоты по траектории; C_y — коэффициент подъемной силы; M — число M; $M_{max\,max}$ — предельное значение числа M; q_{max} — максимальный скоростной напор; $q_{max\,max}$ — предельный скоростной напор.

RANGE

ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Большая емкость топливных баков, вмещающих до 18 600 *кг* топлива, и значительные размеры грузовых отделений позволяют эффективно использовать самолет Ил-18 для перевозки пассажиров и груза на расстояния от 800 до 5000 *км*.

Ниже приводятся диаграммы зависимости между дальностью полета на высотах 7000, 8000, 9000 *м*, взлетным весом, заправкой топлива и коммерческой нагрузкой. По этим диаграммам можно решать задачи, связанные с перевозкой заданной коммерческой нагрузки на заданное расстояние. По оси абсцисс на этих диаграммах отложена коммерческая нагрузка в тоннах, по оси ординат отложены расстояния в километрах. Потребная заправка топлива и получающийся при этом взлетный вес показаны на диаграмме сеткой кривых с соответствующими надписями. Порядок пользования диаграммами можно уяснить из следующего примера.

Требуется перевезти 10 *т* коммерческой нагрузки на расстояние 3500 *км*. Высота полета 8 *км*. На трассе ожидается встречный ветер скоростью до 50 *км/час*. Определить потребное количество топлива и взлетный вес самолета.

По шкале дальности и шкале скорости ветра находим точку *A*, соответствующую дальности 3500 *км* и скорости ветра 50 *км/час*.

Из точки *A* проводим линию, параллельную линии встречного ветра, до нулевого значения скорости ветра (точка *Б*). Из точки *Б* проводим горизонтальную прямую до пересечения с перпендикуляром, восстановленным из отметки $G_{ком} = 10$ *т* на шкале коммерческой нагрузки. В точке пересечения (точка *В*) находим потребный запас топлива 14,8 *т*. Взлетный вес 57,8 *т*.

В найденную величину потребного для данного полета запаса топлива входит резервный запас топлива на час полета и топливо, необходимое для пробы двигателей и рулежки перед взлетом и после посадки.

Диаграммы составлены для веса снаряженного самолета $G_{сн} = 33\,000$ *кг*, что соответствует весу самолета без топлива, коммерческой нагрузки и без бортового запуска.

При другом весе снаряженного самолета нужно соответственно изменить принятый для расчета вес коммерческой нагрузки.

SECRET

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

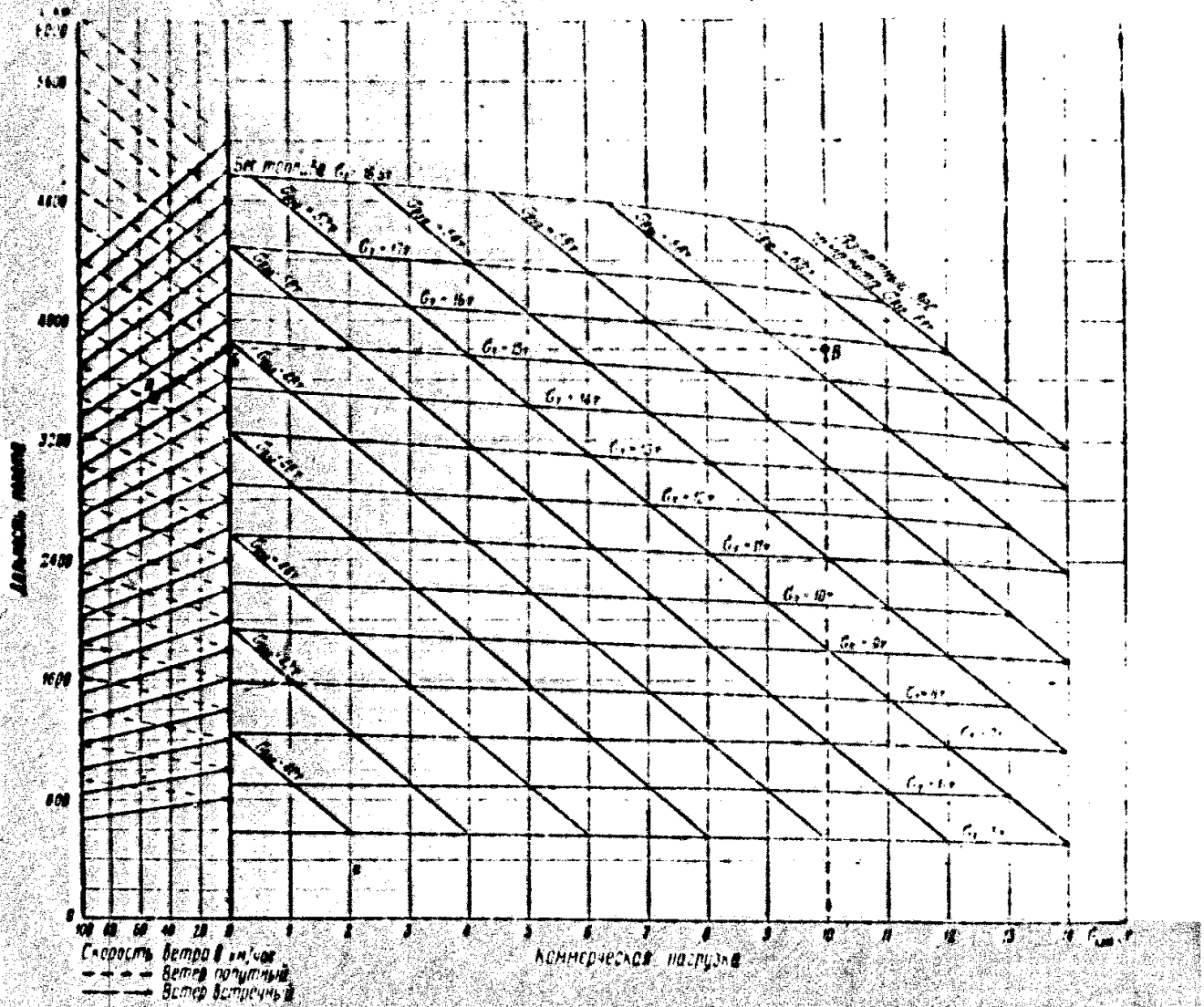
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

Все исходные данные остаются, как и в предыдущем расчете, по $G_{взл}$ 33 700 кг, т. е. самолет стал «тяжелее» на 700 кг. Тогда при сохранении фактической коммерческой нагрузки в 10 т для расчета следует взять коммерческую нагрузку не 10 т, а 10,7 т и на диаграмме найти $G_{взл}$ 14,9 т и $G_{...}$ 58,6 т.

Дальность полета для тех случаев, которые не отражены в диаграммах фиг. 19, 20 и 21, можно подсчитать по диаграмме обобщенных километровых расходов топлива в зависимости от числа M и приведенного веса самолета (фиг. 22).

Приведенный вес равен взлетному весу, умноженному на отношение $\frac{p_0}{p_H}$, где p_0 — атмосферное давление на высоте полета в мм рт. ст.

Километровый расход получается умножением обобщенного километрового расхода на взлетный вес в тоннах. К топливу, потребному для горизонтального полета, необходимо добавить еще то количество топлива, которое расходуется для набора высоты и снижения до H 4000 м в конце полета. Расход топлива на набор высоты и пройденный при этом путь определяются по фиг. 23. Расход топлива и пройденный путь на снижении до H 4000 м берутся независимо от веса по табл. 8.



Фиг. 18. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 7000 м от взлетного веса самолета, запаса топлива и коммерческой нагрузки.

При расчете дальности учтены:

1) аэронавигационный запас топлива на 1 час полета — 1600 кг;

2) расход топлива на пробу двигателей, руление, планирование с высоты 4000 м и посадку 1100 кг.

Вес снаряженного самолета, т. е. вес самолета без топлива и коммерческой нагрузки, принят равным $G_{сн}$ 33,0 т, что соответствует варианту компоновки кабин на 44 пассажирских места и без бортового задела.

* При других значениях $G_{сн}$ самолета или при изменении коммерческой нагрузки

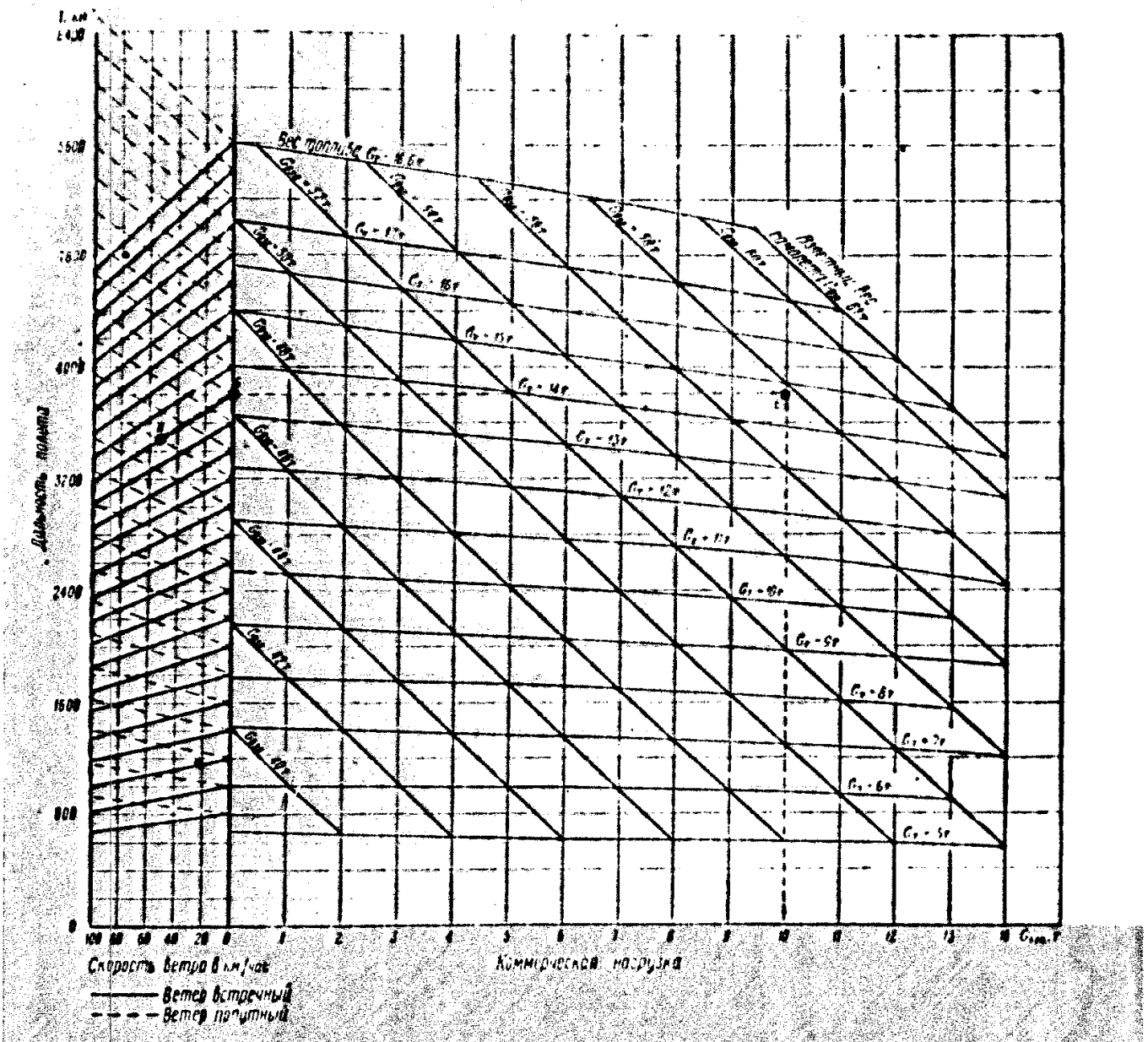
Скорость полета принята равной $G_{...}$ км/ч.

SECRET

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



Фиг. 26. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 5000 м от километровой нагрузки самолета, запасом топлива и коммерческой нагрузки.

При расчете дальности учтены:

1) аэронавигационный запас топлива на 1 час полета — 360 кг;

2) расход топлива на пробу двигателя, руление, планирование с высоты 100 м и посадку 1100 кг.

Вес снаряженного самолета, т. е. вес самолета без топлива и коммерческой нагрузки, причем запас [illegible] для экипажа, [illegible] и оборудования самолета [illegible] кг.

При этом значения $G_{кн}$ соответствуют [illegible] коммерческой нагрузки.

Скорость ветра принята [illegible] км/час.

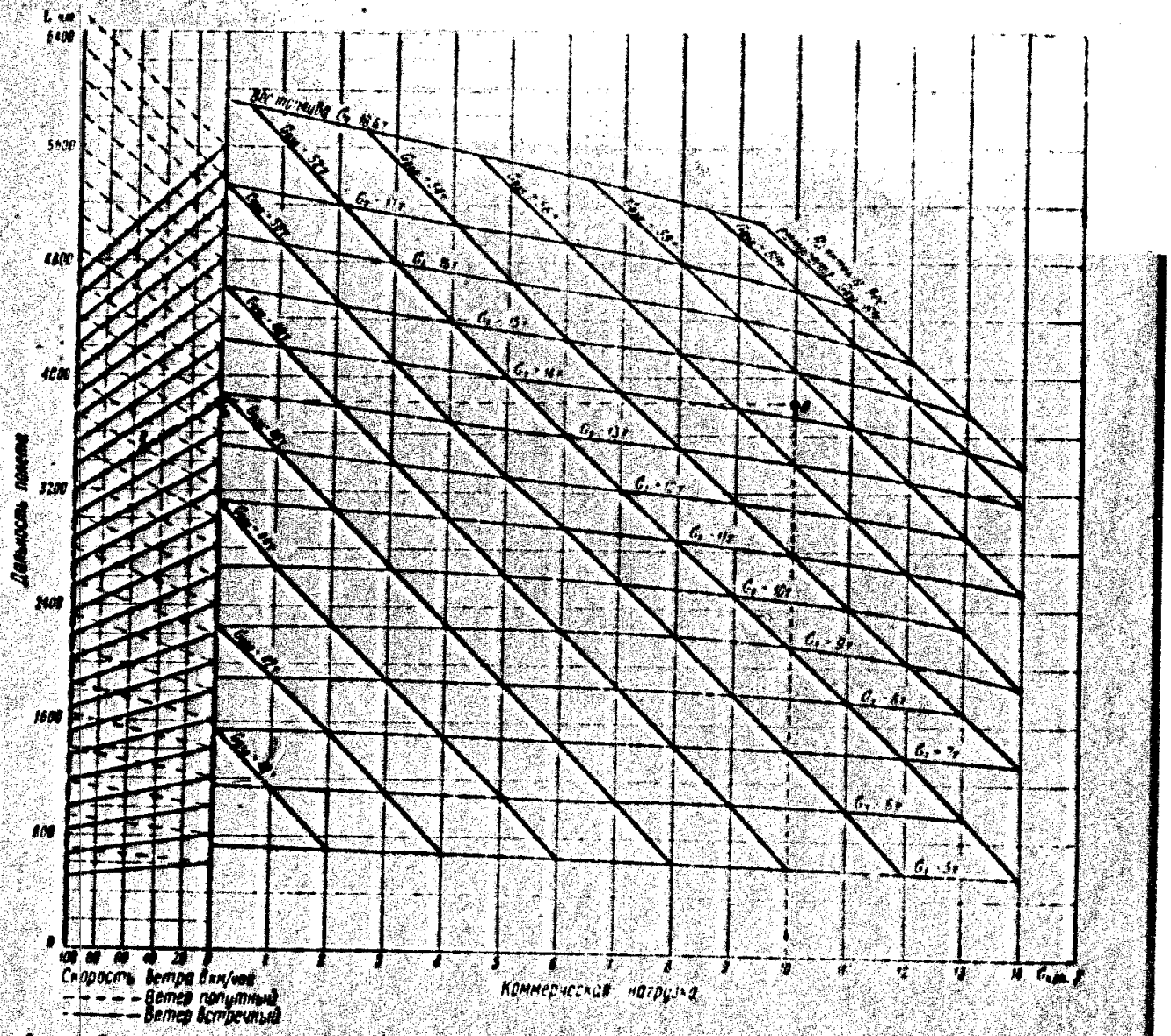
SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



Фиг. 21. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 9000 м от взлетного веса самолета, заправки топлива и коммерческой нагрузки.

При расчете дальности учтены:

1) аэронавигационный запас топлива на 1 час полета — 1800 кг;

2) расход топлива на пробу двигателей, руление, планирование с высоты 4000 м и посадку 1100 кг.

Вес снаряженного самолета, т. е. вес самолета без топлива и коммерческой нагрузки, принят равным $G_{сн}$ = 13 000 кг, что соответствует варианту компоновки кабин на 21 пассажирских места и без бортового запуска.

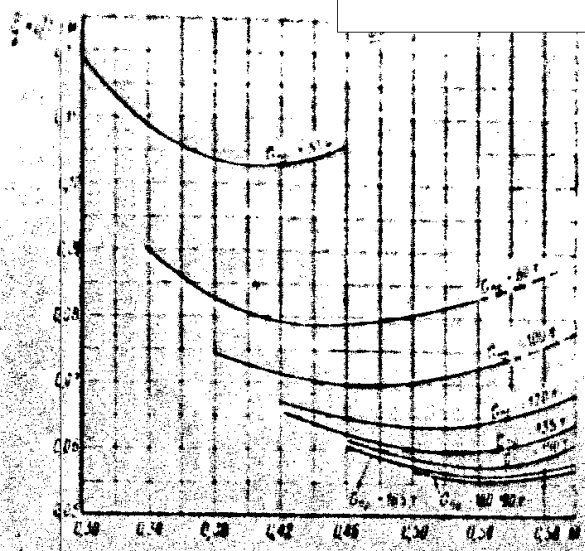
При других значениях $G_{сн}$ соответственно изменяется величина коммерческой нагрузки. Скорость полета принята равной 625 км/час.

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM



Фиг. 22. Обобщенная характеристика километровых расходов топлива (нормальный полет с четырьмя работающими двигателями).

$\bar{q}$ — обобщенная характеристика километровых расходов топлива.

Истинный расход топлива на километр пути

$$q = \bar{q}_{взл} \times q \ (кг/км);$$

$G_{пр}$ — приведенный вес самолета

$$G_{пр} = G_{сам} \times \frac{750}{P_H} \ (т),$$

где $G_{взл}$ — взлетный вес самолета в $т$;

P_H — атмосферное давление в $мм$ рт. ст. на высоте полета H;

M — число M.

Таблица 5

Расход топлива и путь при снижении до H = 4000 м

Двигатели на режиме малого полетного газа

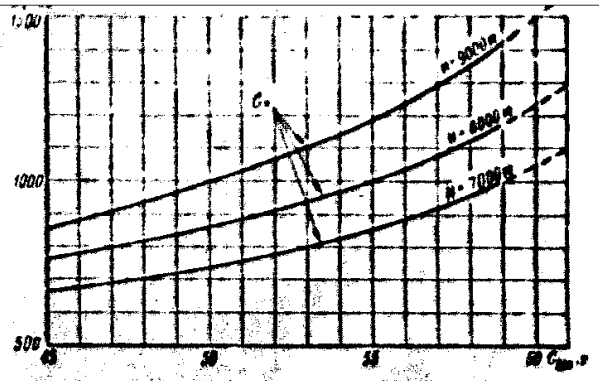
Высота, с которой начинается снижение $м$	Расход топлива $кг$	Путь $км$
9000	350	150
8000	290	120
7000	220	90
6000	150	60
5000	80	30

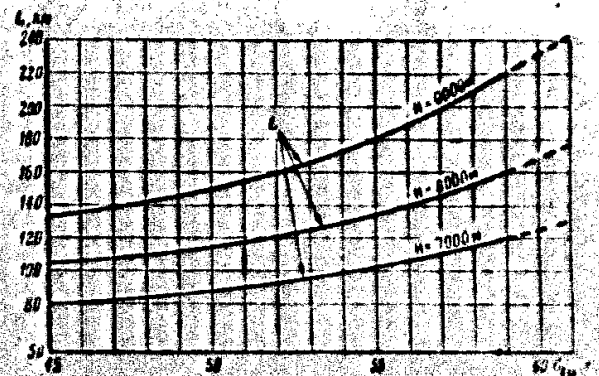
Кроме того, добавляется 1100 $кг$ топлива на пробу двигателей, руление перед взлетом и после посадки и на снижение с H = 1000 $м$, а также 1800 $кг$ резервный запас топлива на 1 час полета.

В случае отказа одного двигателя при уменьшении крейсерской скорости до 550 $км/час$ дальность полета не уменьшается, в случае же отказа двух двигателей полет возможен, но на меньших скоростях и высотах и с уменьшением дальности.

ТАРИРОВКА УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

На основании произведенных замеров аэродинамическая поправка к показаниям указателя скорости в диапазоне рабочих скоростей составляет около 5 $км/час$.





Фиг. 23. Расход топлива и путь при наборе высоты.

L — дальность полета; H — высота полета; $G_т$ — расход топлива; $G_{взл}$ — взлетный вес самолета.

4. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Самолет Ил-18 обладает хорошей устойчивостью и управляемостью в широком диапазоне центровок на всех эксплуатационных режимах полета.

За меру продольной устойчивости по перегрузке принимается разность между полетной центровкой и нейтральной центровкой по перегрузке. Эта разность называется *запасом продольной устойчивости*. Запас устойчивости должен быть не менее 10% САХ. На фиг. 24 даны нейтральные центровки по перегрузке для самолета с зажатым и освобожденным управлением. Как видно из графика, на всех скоростях полета запас устойчивости при предельно задней эксплуатационной центровке всюду больше минимально допустимого.

При более передних центровках этот запас будет увеличиваться. На фиг. 25 даны характеристики продольной управляемости, кривые $\frac{dP_в}{dn_я}$ потребных усилий на штурвале для создания единичной перегрузки и соответствующие им кривые потребных расход в руля $\frac{d\delta_в}{dn_я}$ при расчетных весах, центровках и скоростях полета. На всех эксплуатационных режимах полета самолета величина $\frac{dP_в}{dn_я}$ не выходит за пределы допустимых величин $\frac{dP_в}{dn_я}$ = 30 : 100.

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

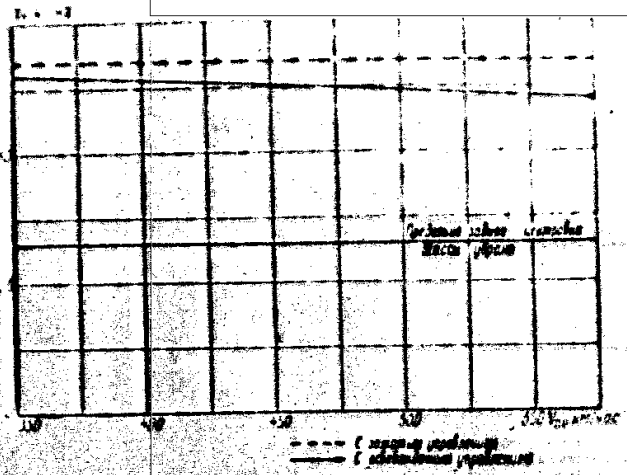
50X1-HUM

50X1-HUM

фиг. 26, 27, 28, 29 приведены балансировочные кривые потребных отклонений руля высоты и соответствующих им усилий на штурвале при нейтральном положении триммера для балансировки самолета при различных условиях полета. С помощью триммера усилия, необходимые для балансировки самолета, могут быть полностью сняты.

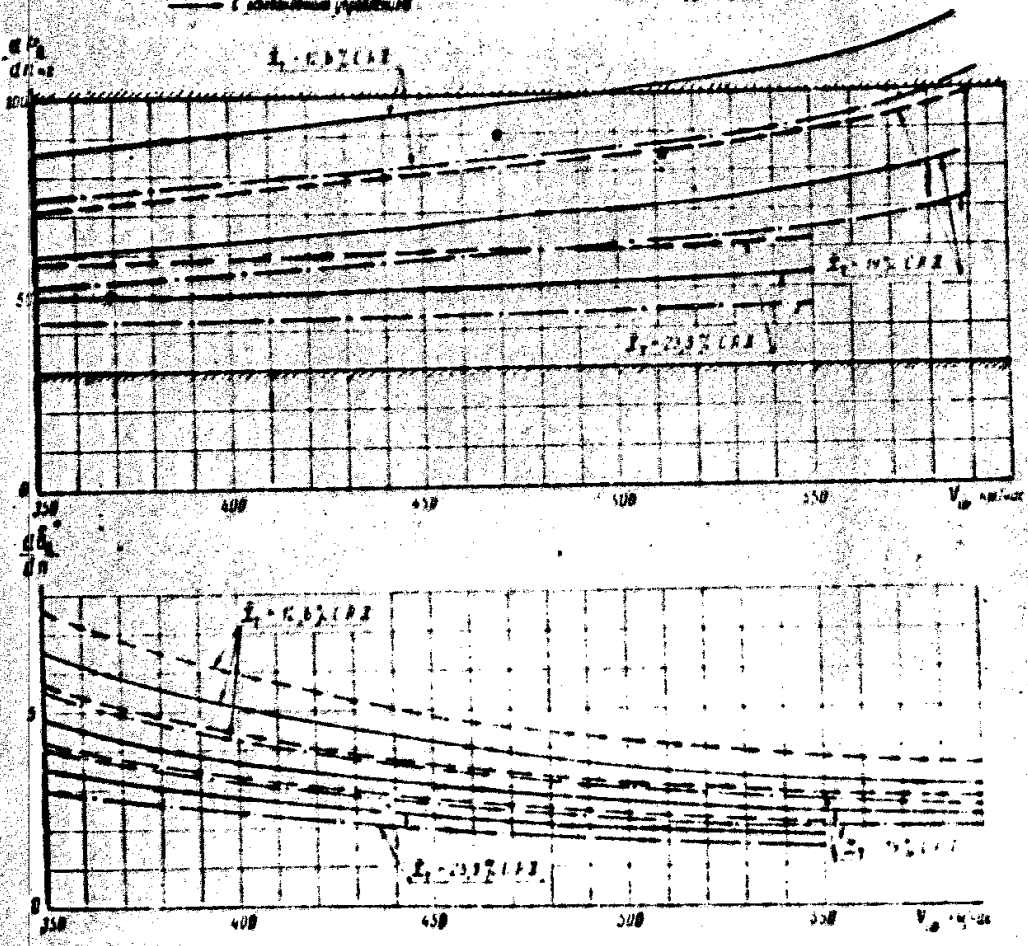
Триммер руля высоты весьма эффективен, что видно из фиг. 30, на которой показана кривая зависимости изменения усилий на штурвале при отклонении триммера на 1°.

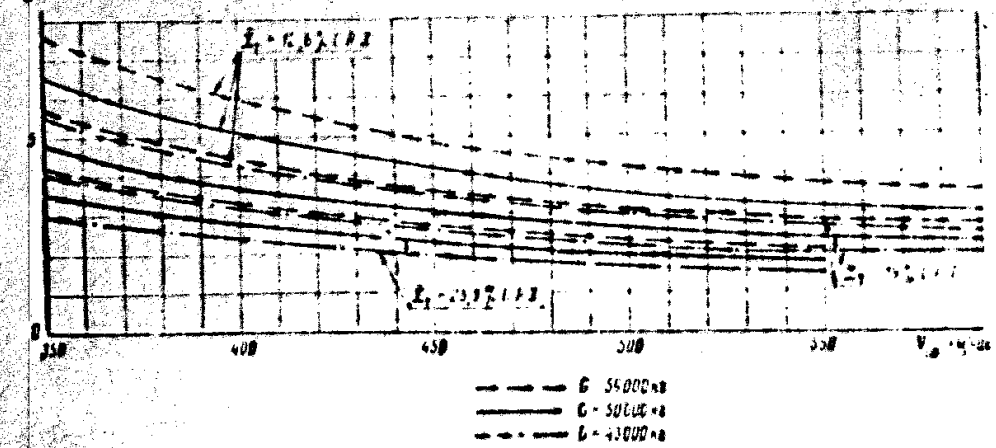
На фиг. 31 даны потребные для посадки углы руля высоты в зависимости от центровки и соответ-



Фиг. 24. Нейтральные центровки по перегрузке (H = 4000 м).

$\bar{x}_т$ % САХ — центровка самолета;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета.





— — — G = 54000 кг
——— G = 50000 кг
— · — G = 43000 кг

Фиг. 25. Зависимость отклонений руля высоты и усилий на штурвале на единицу перегрузки от скорости полета (H = 4000 м)

$\bar{x}_т$ % САХ — центровка самолета;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
$\frac{dP_в}{dn}$ — потребные усилия на штурвале для получения единичной перегрузки;
$\frac{d\delta_в}{dn}$ — потребное отклонение руля высоты;
G — вес самолета.

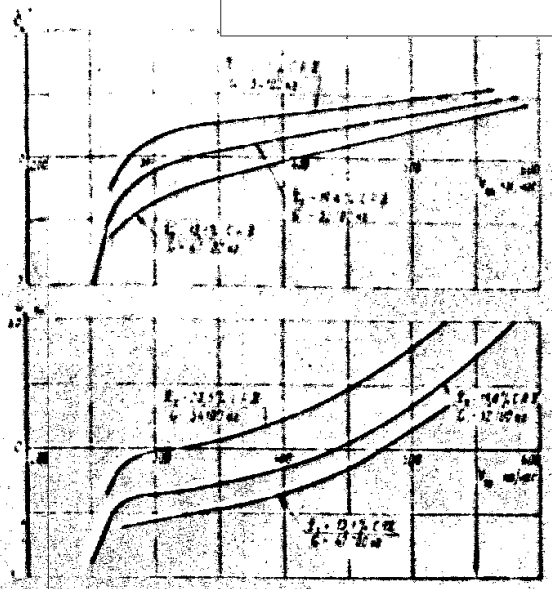
SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

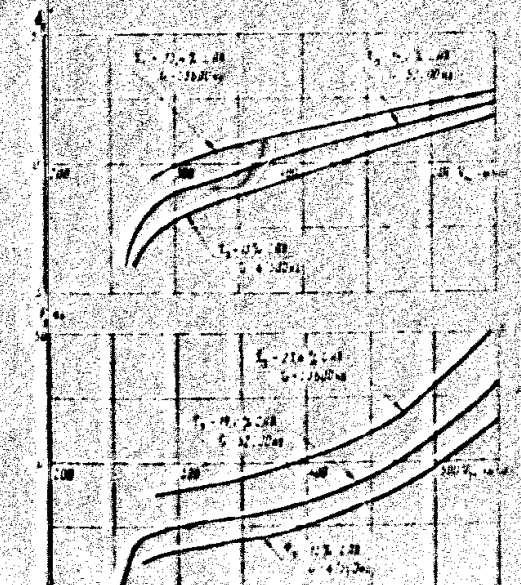
50X1-HUM



Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости прямолинейного полета при работе двигателей на номинальном режиме. Шасси и закрылки убраны.

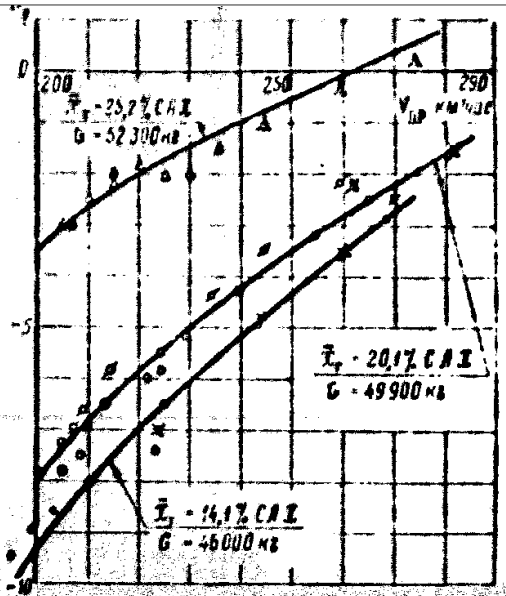
$\tau_в = -2°$, $H_{ср} = 4000$ м;

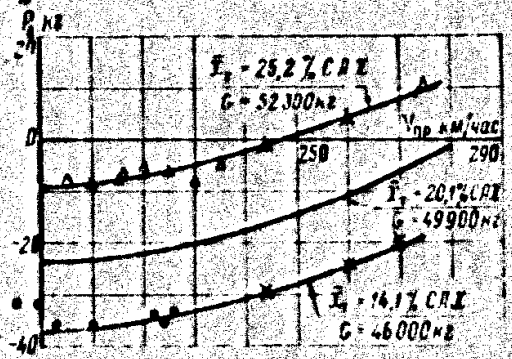
$\delta_в$ — угол отклонения руля высоты;
$P_в$ — усилия на штурвале при отклонении руля высоты;
$\tau_в$ — угол отклонения триммера руля высоты;
$x_т$ — центровка самолета;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
G — вес самолета;
$H_{ср}$ — средняя высота.



Фиг. 27. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости прямолинейного полета при работе двигателей на режиме малого газа. Шасси и закрылки убраны.

$\tau_в = -2°$, $H_{ср} = 4000$ м





Фиг. 28. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости прямолинейного полета при работе двигателей на номинальном режиме. Шасси выпущено, закрылки в посадочном положении.

$\tau_в = 10°$, $\tau_в = +0{,}3°$, $H_{ср} = 350$ м

ствующие им усилия при отклонении триммера на 1°.

Путем отклонения триммера усилия при посадке с любой эксплуатационной центровкой могут быть доведены до желаемой величины.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

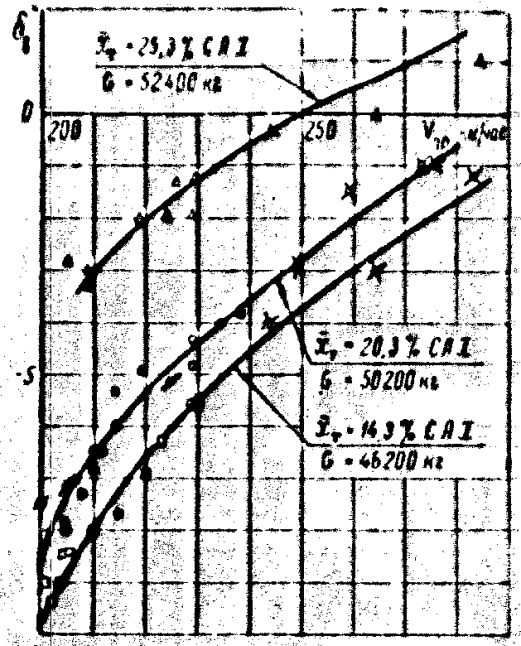
Боковая динамическая устойчивость самолета характеризуется периодом боковых колебаний $T_к$, коэффициентом затухания колебаний η и отношением угловой скорости крена к угловой скорости рыскания ω. На фиг. 32 представлена кривая зависимости этой величины от приборной скорости. Период боковых колебаний меняется от 7 сек на малых скоростях полета до 1 сек на больших скоростях. Амплитуда колебаний при этом уменьшается в 2 раза.

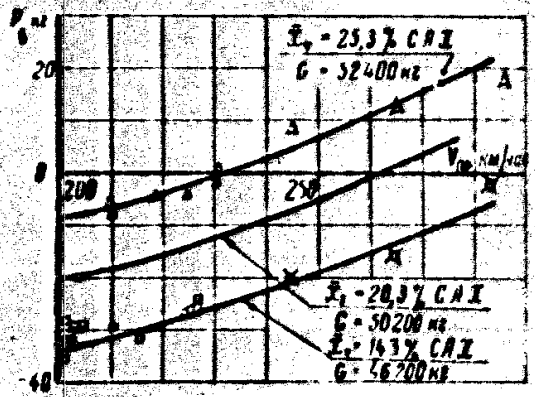
SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM





Фиг. 32. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости прямолинейного полета при работе двигателей на режиме малого газа. Шасси выпущено, закрылки в посадочном положении.

$\delta_з = 40°$, $\tau_в = +0.3°$, $H_{ср} = 1500$ м;

$\delta_з$ — угол отклонения закрылков;
$\tau_в$ — угол отклонения триммера руля высоты;
$\delta_в$ — угол отклонения руля высоты;
$P_в$ — усилия на штурвале при отклонении руля высоты;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
$H_{ср}$ — средняя высота полета;
G — вес самолета;
$\bar{x}_т$ — центровка самолета.

Отношение угловых скоростей крена и рыскания невелико, что значительно облегчает пилотирование самолета при внезапном отказе двигателя.

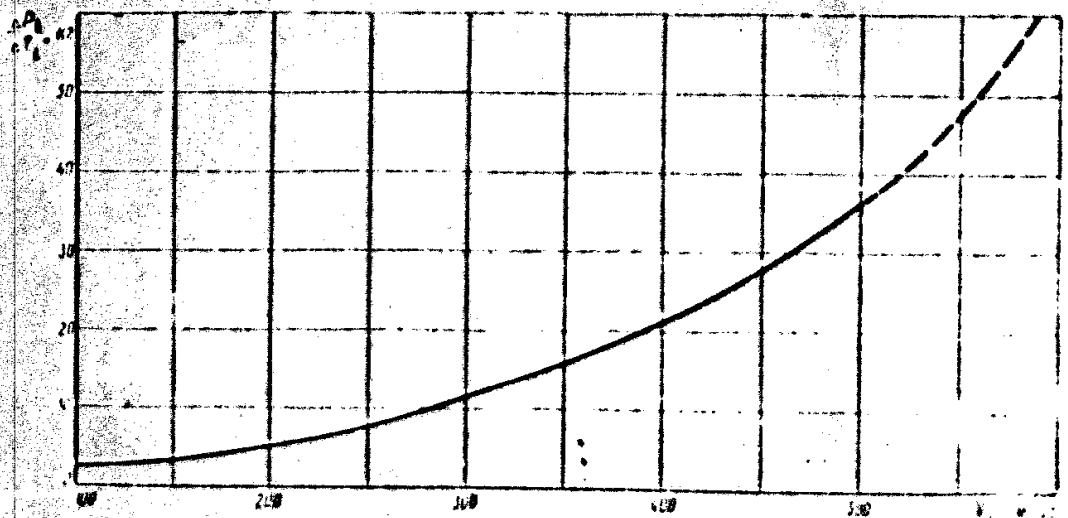
На фиг. 33 и 34 даны балансировочные кривые отклонений и усилий по управлению для руля поворота и элеронов по углу крена при прямолинейном полете со скольжением.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Наиболее тяжелым с точки зрения боковой балансировки самолета является полет на малых скоростях с одним отказавшим крайним двигателем и остальными двигателями, работающими на взлетной мощности.

На фиг. 35 и 36 даны балансировочные кривые для руля поворота и элеронов при полете с отказавшим крайним двигателем на скорости $V_{пр} = 265$ км/час. Закрылки находятся в посадочном положении. Винт отказавшего двигателя автоматически устанавливается во флюгерное положение. Необходимые для балансировки усилия могут быть полностью сняты триммерами.

В случае отказа автофлюгера потребные для балансировки усилия будут значительно больше и поэтому



Фиг. 33. Изменение усилий на штурвале на 1° отклонения триммера руля высоты по скорости полета.
$\Delta P_в$ — усилия на штурвале при отклонении триммера руля высоты, $V_{пр}$ — скорость полета по прибору.

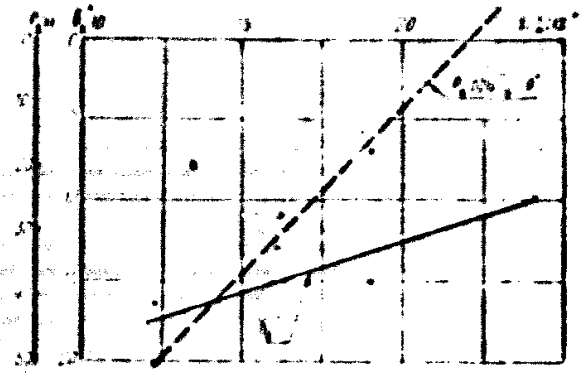
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

SECRET
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8
50X1-HUM

следует немедленно применить руль триммер вниз. Полет и посадка с любым отказавшим двигателем и зафлюгированным винтом по технике пилотирования практически не отличаются от полета и посадки с четырьмя работающими двигателями.

На фиг. 37 и 38 даны балансировочные кривые с двумя остановленными с одной стороны двигателями и зафлюгированными винтами. Получающиеся при этом усилия могут быть полностью сняты триммерами.

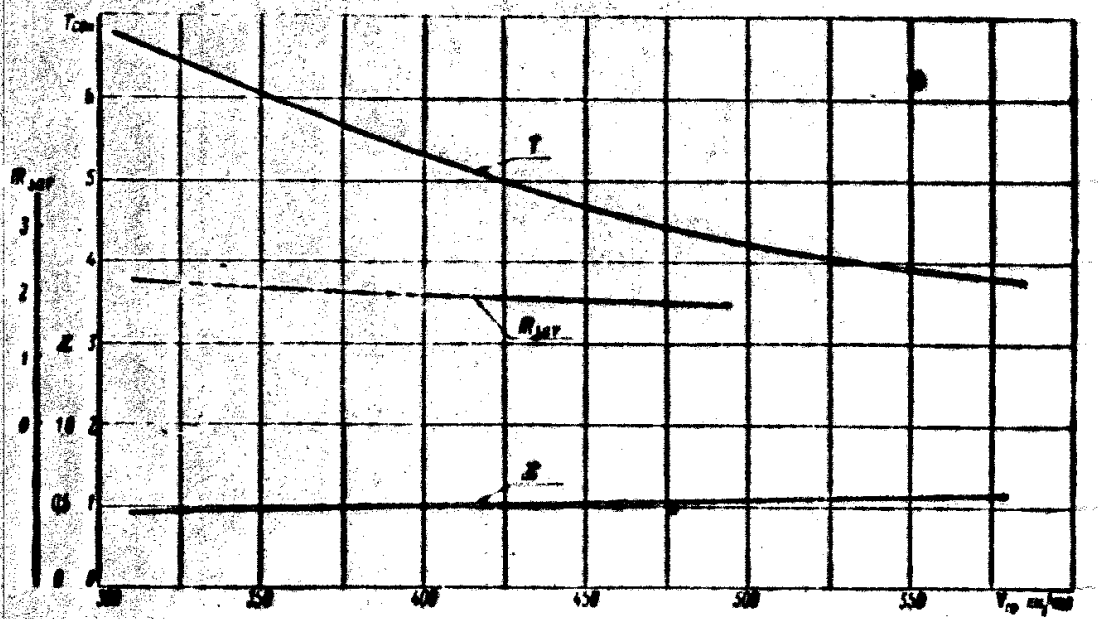
При уходе на второй круг с двумя остановленными двигателями после дачи газа работающим двигателям усилия на педалях могут достигать 40 кг, а на штурвал от элеронов до 20 кг.



Фиг. 31. Отклонение руля высоты и усилия на штурвале в момент касания земли при посадке в зависимости от центровки

$G_{ср}$ = 45 000 кг, $V_{в.с}$ = 200 км час.

$G_{ср}$ — средний вес самолета;
$V_{пос}$ — скорость при посадке;
$\delta_в$ — угол отклонения руля высоты;
$P_в$ — усилия на штурвале при отклонении руля высоты;
$\delta_т$ — угол отклонения триммера руля высоты;
$x_т$ — центровка самолета.



Фиг. 32. Характеристики боковой динамической устойчивости.

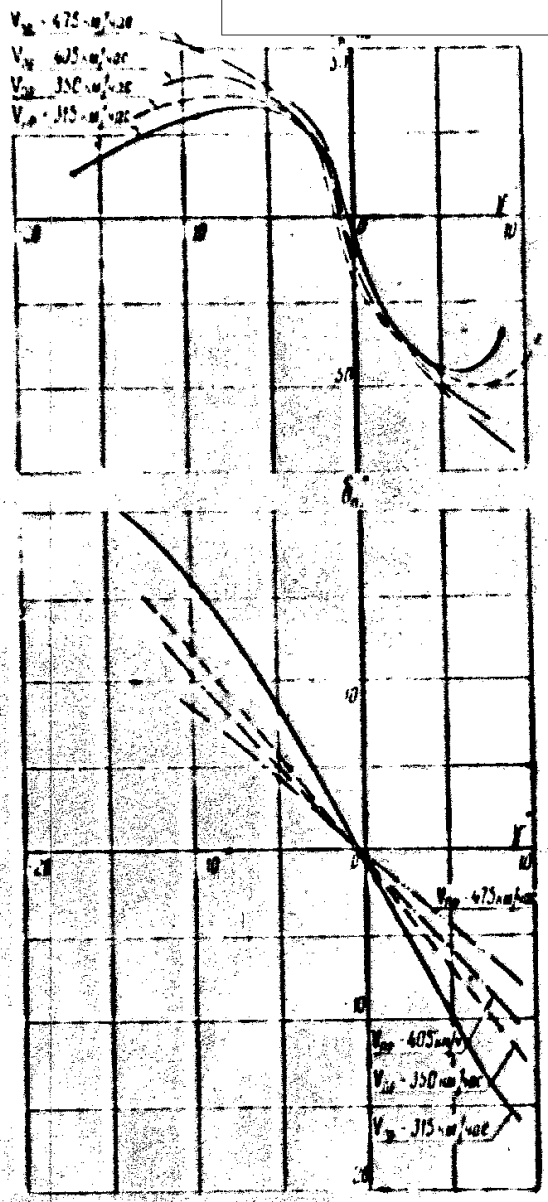
$m_{ух}$ — коэффициент затухания колебаний;
$V_{пр}$ — приборная скорость;
T — период боковых колебаний;
k — отношение угловой скорости крена к угловой скорости рысканья.

SECRET :
50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

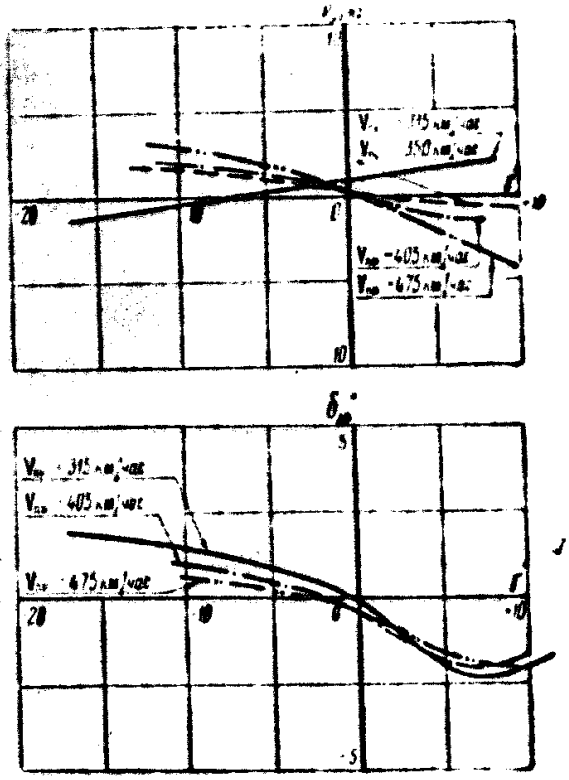
50X1-HUM



Фиг. 30. Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педалях по углу крена для прямолинейного полета со скольжением. Шасси и закрылки убраны.

τ_n = const, $H_{ср}$ = 6300 м, $G_{ср}$ = 50 000 кг;

τ_n — угол отклонения триммера руля поворота;
$H_{ср}$ — средняя высота полета;
$G_{ср}$ — средний вес самолета;
δ_n — угол отклонения руля поворота;
P'_n — усилия на педалях при отклонении руля поворота;
γ° — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору.



Фиг. 31. Балансировочные кривые отклонений элеронов и усилий на штурвале от них по углу крена для прямолинейного полета со скольжением. Шасси и закрылки убраны.

$\tau_{эл}$ = const, $H_{ср}$ = 6300 м; $G_{ср}$ = 50 000 кг;

$\tau_{эл}$ — угол отклонения триммера элеронов;
$H_{ср}$ — средняя высота полета;
$G_{ср}$ — средний вес самолета;
$\delta_{эл}$ — угол отклонения элеронов;
$P'_{эл}$ — усилия на штурвале при отклонении элеронов;
γ° — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору.

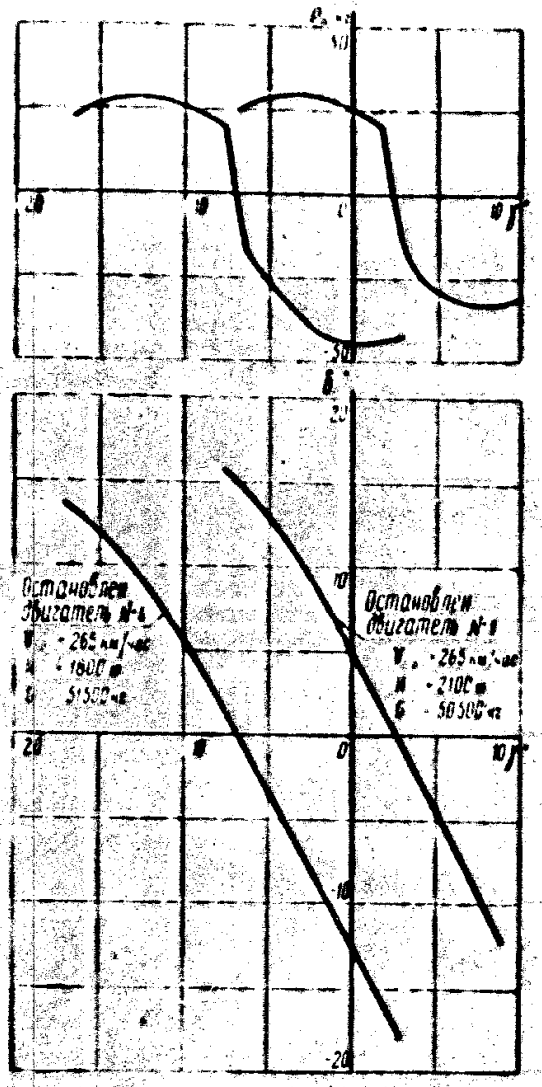
SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

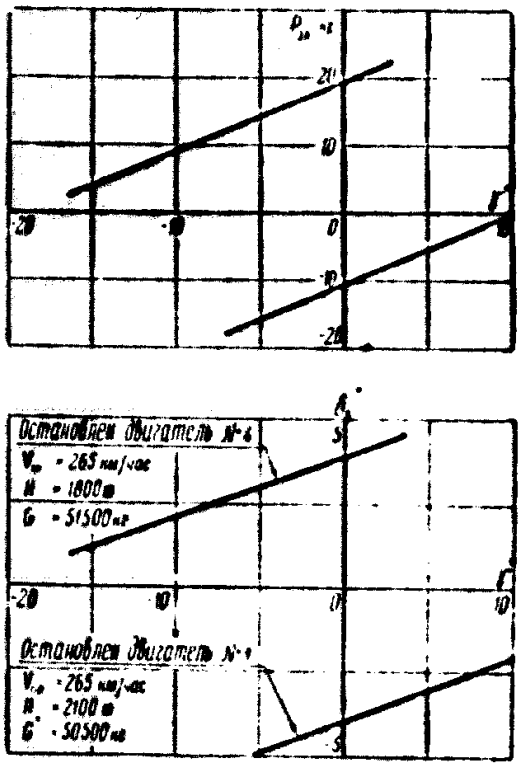
50X1-HUM



Фиг. 35. Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педалях по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей взлетный. Шасси выпущено. Закрылки — во взлетном положении.

$\delta_в = 30°$, $\delta_т = const$;

$\delta_в$ — угол отклонения закрылков;
$\delta_т$ — угол отклонения триммера руля поворота;
$P_э$ — усилия на педалях при отклонении руля поворота;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета.



Фиг. 36. Балансировочные кривые отклонений элеронов и усилий на штурвале от них по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей взлетный. Шасси выпущено. Закрылки — во взлетном положении.

$\delta_в = 30°$, $\delta_{эл} = const$;

$\delta_в$ — угол отклонения закрылков;
$\delta_{эл}$ — угол отклонения триммера элеронов;
$P_{эл}$ — усилия на штурвале при отклонении элеронов;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета.

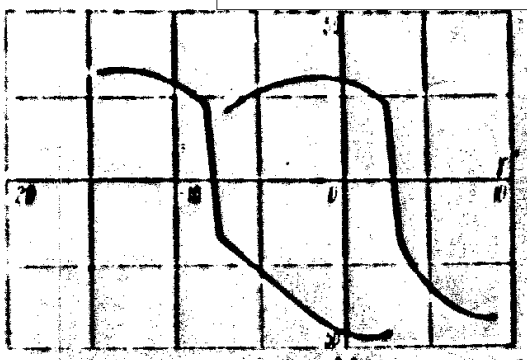
SECRET

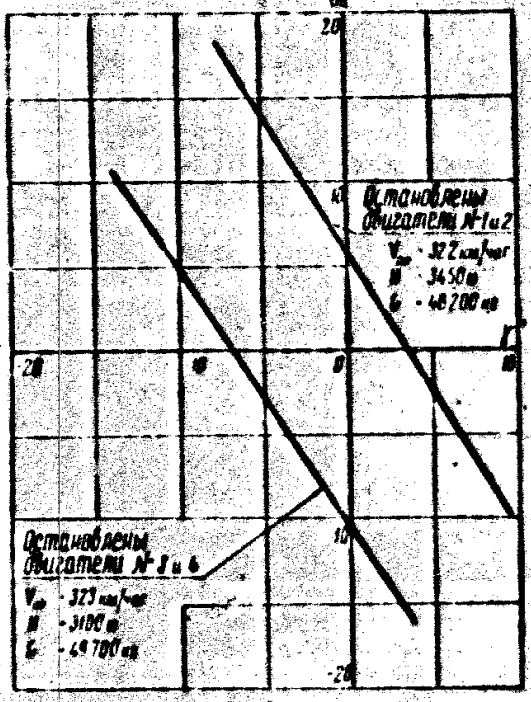
50X1-HUM

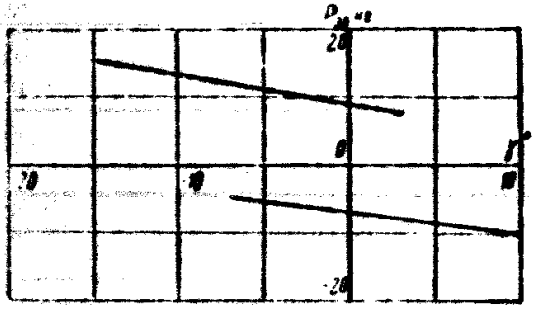
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

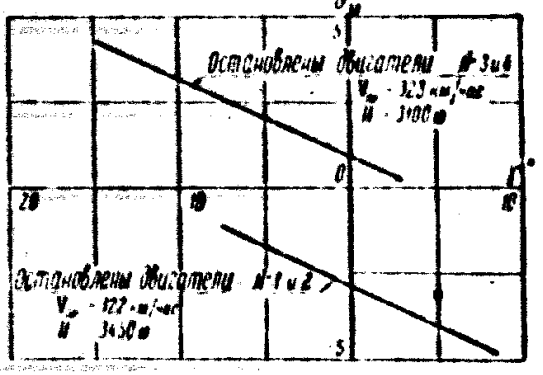
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM









Фиг. 37. Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педалях по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с двумя работающими двигателями. Режим работы двигателей номинальный. Шасси и закрылки убраны.

τ_n = const;

τ_n — угол отклонения триммера руля поворота;
δ_n — угол отклонения руля поворота;
P_n — усилия на педалях при отклонении руля поворота;
γ° — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета.

Фиг. 38. Балансировочные кривые отклонений элеронов и усилий на штурвале от них по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с двумя работающими двигателями. Режим работы двигателей номинальный. Шасси и закрылки убраны.

$\tau_{эл}$ = const;

$\tau_{эл}$ — угол отклонения триммера элеронов;
$\delta_{эл}$ — угол отклонения элеронов;
$P_{эл}$ — усилия на штурвале от элеронов;
γ° — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость по прибору;
H — высота полета.

SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Новый магистральный пассажирский самолет Ил-18 (фиг. 1, 2, 3, 4 и 5) конструкции С. В. Ильюшина предназначен для массовой эксплуатации.

По схеме Ил-18 представляет собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным (в плане) крылом (фиг. 6).

Самолет снабжен четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20К мощностью по 4000 эквивалентных л. с. каждый. В нем размещаются 73—111 пассажиров.

Ил-18 обладает большой беспосадочной дальностью полета. Он может покрыть без посадки расстояние от Москвы до Иркутска, от Москвы до Дели, т. е. до 5000 км, причем остается еще запас топлива на 1 час полета. Рейсовая скорость полета 625÷650 км/час. Длина разбега при взлете при различных весах самолета от 800 до 1200 м, а пробега при посадке (с торможением винтами двигателей) — всего 600÷700 м.

При создании Ил-18 были поставлены три основные задачи:

1. Обеспечение безопасности полета.
2. Получение высоких экономических и эксплуатационных показателей.
3. Обеспечение пассажирам всех необходимых удобств во время их пребывания в пути.

Ниже приводятся те мероприятия, с помощью которых решены задачи безопасности, экономичности и комфорта.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

На Ил-18 безопасность полета обеспечивается целым рядом специально разработанных и выполненных мероприятий. Укажем важнейшие из них.

На самолете применены надежные турбовинтовые двигатели АИ-20К.

Установка четырех двигателей делает безопасным взлет самолета и горизонтальный полет при отказе одного или двух двигателей. Так, в случае остановки одного из двигателей можно продолжать взлет или совершать горизонтальный полет на рабочей высоте 8000 м без снижения. При неисправности двух двигателей горизонтальный полет производится на меньших высотах. Разработаны специальные устройства по автоматическому и электромеханическому флюгированию винтов на всех режимах полета, что исключает возможность возникновения отрицательной тяги большой величины на неисправном двигателе.

Проведены противопожарные мероприятия. Топливо удалено возможно дальше от герметических кабин — оно вынесено в крылья. В силовых установках все горячие части изолированы от конструкции самолета стенками из жаропрочной титановой стали; выхлопные трубы проложены над крылом и выведены к его задней кромке; интенсивная система вентиляции гондол способствует хорошему отводу тепла.

Кроме того, имеется еще мощная система огнетушения с применением высокоэффективного огнегасящего состава.

В конструкцию самолета заложены элементы, повышающие его прочность при длительном воздействии повторных нагрузок. Все наиболее ответственные участки фюзеляжа имеют дублирующие силовые детали, которые обеспечивают так называемую «двухъярусную прочность».

Для повышения надежности многие важнейшие навигационные приборы, агрегаты радио- и высотного оборудования дублированы.

В носовой части фюзеляжа установлен радиолокатор, предупреждающий летчика о встречных препятствиях, самолетах и грозовых фронтах. При помощи этого локатора можно также решать отдельные навигационные задачи.

Самолет располагает радиоустройством слепой посадки.

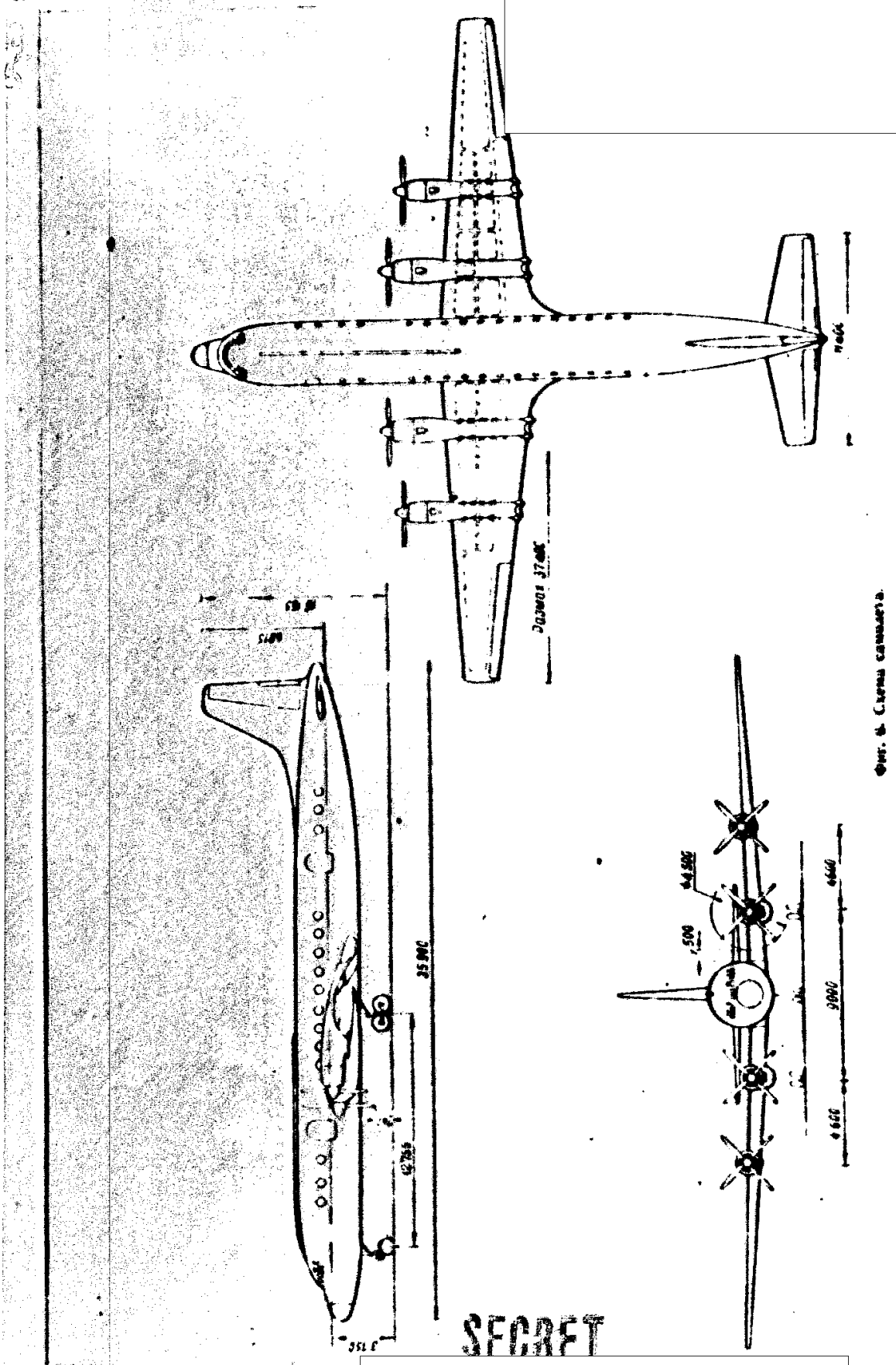
В электрооборудовании применена большая многоканальная система запуска и четырехканальное двустороннее питание распределительных шин. Такая схема сохраняет работоспособность до последнего действующего источника электроэнергии.

Надежные и эффективные электрические противообледенители делают взлет при любых метеорологических условиях.

SECRET
50X1-HUM
Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8

50X1-HUM



SECRET

50X1-HUM

Sanitized Copy Approved for Release 2011/04/08 :
CIA-RDP80T00246A060100230001-8